



# Appontage automatique d'avions par asservissement visuel

Laurent Coutard

## ► To cite this version:

Laurent Coutard. Appontage automatique d'avions par asservissement visuel. Robotique [cs.RO]. Université Rennes 1, 2012. Français. NNT: . tel-00829831

**HAL Id: tel-00829831**

**<https://theses.hal.science/tel-00829831>**

Submitted on 2 Jul 2013

**HAL** is a multi-disciplinary open access archive for the deposit and dissemination of scientific research documents, whether they are published or not. The documents may come from teaching and research institutions in France or abroad, or from public or private research centers.

L'archive ouverte pluridisciplinaire **HAL**, est destinée au dépôt et à la diffusion de documents scientifiques de niveau recherche, publiés ou non, émanant des établissements d'enseignement et de recherche français ou étrangers, des laboratoires publics ou privés.



**THÈSE / UNIVERSITÉ DE RENNES 1**  
*sous le sceau de l'Université Européenne de Bretagne*

pour le grade de

**DOCTEUR DE L'UNIVERSITÉ DE RENNES 1**

*Mention : Traitement du Signal et Télécommunications*

**École doctorale Matisse**

présentée par

**Laurent COUTARD**

préparée au centre de recherche Inria Rennes Bretagne Atlantique

---

**Appontage automatique**

**d'avions par**

**asservissement visuel**

**Thèse soutenue à Rennes**  
**le 18 décembre 2012**

devant le jury composé de :

**Patrick BOUTHEMY**

Directeur de recherche Inria, Inria Rennes Bretagne  
Atlantique, Rennes / *Président*

**José Raul AZINHEIRA**

Professeur, IST, Lisbonne / *Rapporteur*

**Tarek HAMEL**

Professeur, I3S, Sophia-Antipolis / *Rapporteur*

**Jean-Christophe ZUFFEREY**

Premier assistant, EPFL, Lausanne / *Examineur*

**Eva CRÜCK**

Ingénieur de recherche, DGA, Bagneux / *Examineur*

**Jean-Michel PFLIMLIN**

Ingénieur, Dassault Aviation, Saint Cloud / *Examineur*

**François CHAUMETTE**

Directeur de recherche Inria, IRISA - Inria Rennes Bre-  
tagne Atlantique, Rennes / *Directeur de thèse*



---

# Remerciements

---

**Aux membres de mon jury.** Je tiens tout d'abord à remercier Patrick Bouthemy d'avoir accepté de présider mon jury de thèse. Merci à mes rapporteurs, José Raul Azinheira et Tarek Hamel pour leurs remarques précises qui ont contribué à améliorer ce document. Merci à Jean-Christophe Zufferey pour avoir accepté de faire partie de mon jury et pour son approche non conventionnelle du contrôle d'engins volants qu'il m'a enseignée lors de mon passage à l'EPFL. Merci à Eva Crück pour sa recherche de l'impossible concernant "Les fameuses vidéos" et pour le plaisir de l'avoir croisée au cours de divers événements de la Défense. Je remercie Jean-Michel Pflimlin pour son suivi durant ces trois ans, mais aussi pour ses conseils d'avant thèse qu'il m'avait prodigués alors qu'il ne savait peut-être pas que la charge du suivi de ma thèse allait lui incomber.

Enfin, merci à François Chaumette pour la liberté totale dont j'ai bénéficié pour traiter ce sujet pour lequel je possédais, certes, quelques prédispositions, mais dont tout un pan m'était totalement inconnu. Merci pour ses conseils avisés, sa rigueur et son encadrement. Enfin, merci pour le "quel que soit".

**A ma famille.** Merci à ma famille pour son soutien au cours des trois années de thèse et pour ceux qui ont pu faire le déplacement en contrée bretonne d'avoir enduré plus de deux heures de soutenance avant de pouvoir profiter de ce pot de thèse gargantuesque.

**Aux collègues et amis.** Tout d'abord, je tiens à remercier mes *cobureaux* de ces trois années. Merci à Andrea d'avoir supporté mes plans de porte-avions comme papier peint de notre bureau. Merci à Mani pour tous les restaurants indiens parisiens qu'il m'a conseillés mais auxquels je suis pas (encore) allé. Mais promis, une fois installé dans la capitale, ce sera corrigé. Merci à Aurélien, dernier *cobureau* de trop courte durée, pour sa fabuleuse affiche qui permettra à l'équipe, je n'en doute pas, de profiter d'un très bon restaurant. Ce dernier sera peut-être meilleur que Supélec mais ne sera certainement pas aussi bien fréquenté... Merci pour ces parties de pêche mirifiques, avec des brochets de la taille d'un silure et pour tes parties d'accrobranches improvisées.

Merci à Antoine, comparse de tous les coups dans les bars et autres forums de l'aéronautique et de la Défense, d'avoir accepté sans rechigner tous les surnoms dont je l'ai affublé. Bobby reste le meilleur mais Caillou vient juste après (seulement s'il est prononcé avec l'accent toulousain, bien entendu). Merci à Guillaume pour toutes nos aventures plus ou moins dangereuses (plutôt moins d'ailleurs) à Shanghai, Amiens ou Cabourg mais toujours en mode



"intouchables". Et merci pour tes vacances d'été 2012 en Corse que j'ai vécues par procuration. Merci aux filles, Caroline et Céline, d'avoir apporté un peu de douceur dans ce monde de brutes et d'avoir partagé leurs expériences de thèse durant les moments les moins faciles. Merci à Olivier, fantôme de Lagadic d'avoir bien voulu hanter la salle Métivier lors de ma soutenance. Un grand merci aux docteurs ès Linux, Romain et Bertrand pour leur secours auprès du pingouin et pour leurs scripts bien utiles. Merci à Filip pour son côté totalement décalé. Je te souhaite une bonne route vers la Kamchatka. Attention aux ours et aux enfants armés de katana en acier rouillé. Enfin, je remercie les membres de l'équipe dont je dois certainement oublier des membres, pour avoir rendu la vie à Lagadic si étonnante et intéressante : Rafik, Clément, François, François, Amaury, Guillaume, Mohammed, Nicolas et Hideaki.

Lagadic ne serait rien sans ses piliers : les permanents qui doivent endurer le *turn-over* des thésards et des jeunes ingénieurs. Merci à Alexandre pour notre périple en Chine, notre épuisante ascension de la muraille de Chine et nos restaurants à Pékin. Et surtout merci pour ta danse de la victoire post-HDR, que j'espère, je n'oublierai jamais. Merci à Marie pour son aide à la préparation de la soutenance, pour son énergie et pour le retour de la bise dans l'équipe. Fabien, ta disponibilité n'a eu d'égale que ta gentillesse. Merci à Éric pour nos discussions aéronautiques et pour *Rendez vous avec X*. Et bien entendu merci à Céline, alias super-assistante, de m'avoir bichonné au cours de ces années.

Merci à mes relecteurs du premier chapitre. Merci à Jean-Charles pour sa relecture attentive et teintée de géopolitique. Un grand merci à Marielle pour m'avoir soutenu depuis l'avant thèse jusqu'à l'avant soutenance malgré notre épopée à rebondissements. En attendant que tu prennes les rênes de la boîte que tu sais. Merci à Rémi d'avoir fait le déplacement pour ma soutenance. Profite bien de ta dernière année de thèse et de ta vie rennaise.

**Aux rencontres aéronautiques.** Je crois aux rencontres dans ce monde aéronautique rempli de passionnés et qui n'est pas si grand que cela. Merci à Bruno Patin pour son enthousiasme et sa relecture intéressée de la thèse. C'est dans ton bureau de Dassault qu'en définitive, l'aventure de la thèse a commencé lors de mon stage de fin d'études. Merci à Paul Wilczynski de m'avoir fait rencontrer Denis Deshayes et Nicolas Depinoy avec lesquels j'ai eu la chance de passer une très intéressante journée à DGA Centre d'Essais en Vol d'Istres. Leurs aides et conseils ont été précieux pour cette thèse. Merci à Pascal Bourbon et à Patrick Zimmermann d'avoir permis ma venue sur la base de Landivisiau. Merci à Éric Aymard, ainsi qu'aux pilotes de l'aéronavale, de leur très bon accueil. De plus, je tiens à remercier Christophe Hemery pour sa présence lors de la soutenance et sa participation à la discussion. Enfin, merci à Xavier Houdaille et à son épouse d'avoir fait le déplacement pour ma soutenance. Je me souviendrai longtemps de ce petit déjeuner aux abords de l'École Militaire.

---

# Table des matières

---

Remerciements	i
Table des matières	iii
Acronymes	vii
Notations	ix
Introduction	1
<b>1 Contexte aéronautique de l'étude</b>	<b>5</b>
1.1 L'avion ... De quoi s'agit-il ?	6
1.1.1 Brève histoire des débuts de l'aéronautique	6
1.1.2 L'avion et son pilote	7
1.1.3 Les drones	8
1.2 Les porte-avions	13
1.2.1 Histoire	13
1.2.2 Doctrine d'emploi et utilisation	16
1.3 L'appontage	16
1.3.1 La trajectoire	16
1.3.2 Les difficultés	18
1.3.2.1 Visibilité	18
1.3.2.2 Peu d'indices visuels directs	18
1.3.2.3 Mouvements de plate-forme	21
1.3.2.4 Aérologie autour du porte-avions	22
1.3.3 Aides à l'appontage	22
1.3.3.1 Aides passives	22
1.3.3.2 Aides actives	23
1.3.4 Systèmes automatiques d'appontage	25
1.4 Capteurs	26
1.4.1 Le système TACAN	27
1.4.2 Centrale inertielle	27
1.4.3 Sondes	28

1.4.4	Radio-altimètre . . . . .	28
1.4.5	Optronique . . . . .	29
1.5	Les applications de la vision en aéronautique . . . . .	31
1.6	Cadre de l'étude . . . . .	34
1.6.1	Hypothèses . . . . .	34
1.6.2	Découpage de l'étude . . . . .	35
1.6.3	De la difficulté d'obtention des séquences réelles . . . . .	35
1.6.4	À la nécessité d'un environnement de simulation . . . . .	39
1.6.4.1	Modèle avion . . . . .	39
1.6.4.2	Générateur d'images synthétiques . . . . .	39
1.6.4.3	Modèle de capteur et turbulence atmosphérique . . . . .	40
1.7	Conclusion . . . . .	41
<b>2</b>	<b>Techniques de vision pour l'appontage</b>	<b>45</b>
2.1	Généralités liées à la vision par ordinateur . . . . .	46
2.1.1	Formation géométrique des images . . . . .	46
2.1.2	Transformation homographique dans l'image . . . . .	48
2.2	Détection du porte-avions . . . . .	49
2.2.1	État de l'art de la détection de navire . . . . .	49
2.2.2	Méthode de détection proposée . . . . .	51
2.2.2.1	Zone d'intérêt dans l'image initiale . . . . .	53
2.2.2.2	Mise en forme du <i>patch</i> de détection . . . . .	54
2.2.2.3	Localisation du porte-avions et initialisation du suivi . . . . .	55
2.2.3	Évaluation de la méthode de détection . . . . .	58
2.2.3.1	Images réelles . . . . .	58
2.2.3.2	Images synthétiques . . . . .	59
2.3	Suivi du porte-avions . . . . .	62
2.3.1	État de l'art de la localisation d'une caméra par rapport à une piste . . . . .	62
2.3.1.1	Points caractéristiques . . . . .	64
2.3.1.2	Contour . . . . .	66
2.3.1.3	Dense . . . . .	67
2.3.2	Algorithmes de suivi utilisés . . . . .	68
2.3.2.1	Suivi 3D basé modèle . . . . .	69
2.3.2.2	Suivi dense 2D . . . . .	75
2.4	Conclusion . . . . .	83
<b>3</b>	<b>Commande par asservissement visuel</b>	<b>87</b>
3.1	Formalisme de l'asservissement visuel . . . . .	88
3.2	État de l'art de l'atterrissage basé vision . . . . .	90
3.2.1	IBVS . . . . .	90
3.2.2	PBVS . . . . .	93
3.3	Appontage par asservissement visuel . . . . .	93
3.3.1	Modélisation . . . . .	94
3.3.1.1	Modélisation de l'avion et du porte-avions . . . . .	94
3.3.1.2	Modélisation des caméras . . . . .	98
3.3.2	Primitives visuelles pour l'appontage . . . . .	101

---

3.3.2.1	Calcul des éléments de base des primitives . . . . .	103
3.3.2.2	Modélisation des primitives . . . . .	103
3.3.2.3	Lien avec l'état de l'avion . . . . .	106
3.3.2.4	Comparaison avec les primitives de la littérature. . . . .	107
3.3.3	Commande par retour d'état autour du point de fonctionnement . . . .	110
3.3.3.1	Résultats . . . . .	113
3.3.4	Prise en compte du vent et des mouvements du porte-avions . . . . .	127
3.3.4.1	Estimation du vent sur le pont et mise à jour des consignes . . .	130
3.3.4.2	Annulation des mouvements de rotation du porte-avions . . . .	136
3.3.4.3	Prédiction du mouvement du porte-avions . . . . .	140
3.3.5	Comparaison des lois de commande . . . . .	145
3.3.6	Commande de l'orientation de la caméra réelle $c$ . . . . .	148
3.3.6.1	Méthode géométrique basée sur la pose . . . . .	149
3.3.6.2	Méthode basée sur des primitives 2D . . . . .	153
3.4	Appontage incorporant la chaîne image . . . . .	156
3.5	Conclusion . . . . .	158
<b>Conclusion</b>		<b>165</b>
<b>Bibliographie</b>		<b>169</b>



---

# Acronymes

---

ATRAN	: <i>Automatic Terrain Recognition And Navigation</i>
AOA	: <i>Angle Of Attack</i>
BEA	: Bureau d'Enquêtes et d'Analyses pour la sécurité de l'aviation civile
CATOBAR	: <i>Catapult Assisted Take Off Barrier Arrested Recovery</i>
CI	: Centrale Inertielle
DAS	: <i>Distributed Aperture System</i> , système optronique du F35
VOR-DME	: <i>VHF Omnidirectional Range-Distance Measuring Equipment</i> , système de navigation
DGA	: Direction Générale de l'Armement
FAA	: <i>Federal Aviation Administration</i>
FLIR	: <i>Forward Looking InfraRed</i>
GPS	: <i>Global Positioning System</i>
HUD	: <i>Head Up Display</i> ; vitre placée devant le pilote, où sont projetés l'horizon artificiel et d'autres paramètres du vol
IBVS	: <i>Image-Based Visual Servoing</i>
ILS	: <i>Instrument Landing System</i>
IR	: InfraRouge
IRST	: <i>IR Search and Track systems</i>
JPALS	: <i>Joint Precision Approach and Landing System</i>
LWIR	: <i>Long Wave InfraRed</i>
NM	: Nautique Marin ou mille marin, 1nm = 1852m
MMW	: <i>MilliMeter Wave</i>
MWIR	: <i>Medium Wave InfraRed</i>
OSF	: Optronique Secteur Frontal
PA	: Porte-avions
PEGASE	: <i>helicoPter and aEronef naviGation Airborne System Experimentations</i>
PBVS	: <i>Position-Based Visual Servoing</i>
SSD	: <i>Sum of Square Differences</i>
STOBAR	: <i>Short Take-Off But Arrested Recovery</i>
SWIR	: <i>Short Wave InfraRed</i>
TACAN	: <i>TACTical Air Navigation</i>
ZNCC	: <i>Zero-mean Normalized Cross Correlation</i>



---

# Notations

---

## Règles générales

- $x$  : scalaire
- $\mathbf{x}$  : vecteur
- $\mathbf{X}$  : matrice

Cas particulier : le vecteur des coordonnées d'une primitive visuelle 3D est noté en majuscule pour le différencier de sa projection 2D notée en minuscule.

## Géométrie

- $\mathcal{F}_a$  : repère cartésien orthonormé associé à  $a$
- ${}^a\mathbf{R}_b$  : matrice de rotation décrivant l'orientation du repère  $\mathcal{F}_b$  exprimée dans le repère  $\mathcal{F}_a$
- ${}^a\mathbf{t}_b$  : vecteur de translation décrivant la position de l'origine du repère  $\mathcal{F}_b$  exprimée dans le repère  $\mathcal{F}_a$
- ${}^a\mathbf{M}_b$  : matrice homogène caractérisant la pose du repère  $\mathcal{F}_b$  exprimée dans  $\mathcal{F}_a$   
$${}^a\mathbf{M}_b = \begin{bmatrix} {}^a\mathbf{R}_b & {}^a\mathbf{t}_b \\ \mathbf{0} & 1 \end{bmatrix}$$
- $[\mathbf{a}]_{\times}$  : matrice antisymétrique de pré-produit vectoriel associée au vecteur  $\mathbf{a}$   
$$[\mathbf{a}]_{\times} = \begin{bmatrix} 0 & -a_z & a_y \\ a_z & 0 & -a_x \\ -a_y & a_x & 0 \end{bmatrix}$$
- ${}^a\mathbf{H}_b$  : matrice d'homographie euclidienne

## Vision

- $\mathbf{K}$  : matrice de calibration de la caméra
- ${}^a\mathbf{G}_b$  : matrice d'homographie projective,  ${}^a\mathbf{G}_b = \mathbf{K} {}^a\mathbf{H}_b \mathbf{K}^{-1}$



## Asservissement visuel

$\mathbf{v}$	: vecteur vitesse de translation
$\boldsymbol{\omega}$	: vecteur vitesse de rotation
$\mathbf{v}$	: torseur cinématique, $\mathbf{v} = (\mathbf{v}, \boldsymbol{\omega})$
$\mathbf{s}$	: primitives visuelles
$\mathbf{L}_s$	: matrice d'interaction associée à $\mathbf{s}$ (par $\dot{\mathbf{s}} = \mathbf{L}_s \mathbf{v}$ )
${}^a\mathbf{W}_b$	: matrice de changement de repère d'un torseur cinématique
	${}^a\mathbf{W}_b = \begin{bmatrix} {}^a\mathbf{R}_b & [{}^a\mathbf{t}_b]_{\times} {}^a\mathbf{R}_b \\ \mathbf{0}_3 & {}^a\mathbf{R}_b \end{bmatrix}$

L'exposant \* indique qu'il s'agit de la valeur calculée à la position désirée.

## Dynamique de vol

$\mathcal{F}_{NED}$	: repère situé à la normale d'un point du globe terrestre
$\mathcal{F}_b$	: repère lié au centre de gravité de l'avion
$\mathcal{F}_{ac}$	: repère lié au centre de gravité du porte-avions
$\mathcal{F}_i$	: repère lié au point d'impact de la piste du porte-avions
$\phi$	: angle de roulis
$\theta$	: angle de tangage
$\psi$	: angle de lacet
$\mathbf{p}$	: vecteur de position de l'avion dans le repère $\mathcal{F}_i$ , $\mathbf{p} = (X, Y, Z)$
$\Phi$	: vecteur d'orientation de l'avion dans le repère $\mathcal{F}_i$ , par la représentation des angles d'Euler $\Phi = (\phi, \theta, \psi)$
$\mathbf{P}$	: vecteur de pose, $\mathbf{P} = (\mathbf{p}, \Phi)$
$\mathbf{v}_b$	: vecteur vitesse de translation de l'avion dans $\mathcal{F}_b$ , $\mathbf{v}_b = (u, v, w)$
$\boldsymbol{\omega}_b$	: vecteur vitesse de rotation de l'avion dans son repère $\mathcal{F}_b$ , $\boldsymbol{\omega}_b = (p, q, r)$
$\mathbf{v}_b$	: torseur cinématique de l'avion dans son repère $\mathcal{F}_b$ , $\mathbf{v}_b = (\mathbf{v}_b, \boldsymbol{\omega}_b)$
$\xi$	: matrice de transformation liant la vitesse de rotation $\boldsymbol{\omega}$ à la dérivée des angles d'Euler $\dot{\Phi}$ , $\dot{\Phi} = \xi \boldsymbol{\omega}$
$\zeta$	: matrice de transformation liant la dérivée des angles d'Euler $\dot{\Phi}$ à la vitesse de rotation $\boldsymbol{\omega}$ , $\boldsymbol{\omega} = \zeta \dot{\Phi}$
$\mathbf{B}_B$	: matrice des cosinus directs, $\mathbf{B}_B = {}^b\mathbf{R}_{NED}$

---

# Introduction

---

Les porte-avions représentent un facteur de puissance pour les marines qui en sont dotées. En effet, ils constituent le cœur d'une puissante armada et s'appuient sur leur groupe aéronaval pour mener un ensemble de missions allant du contrôle du ciel à la dissuasion nucléaire. Une large part de leur efficacité est conditionnée par l'emploi de leurs avions. L'efficacité de cet emploi est caractérisée par les performances des aéronefs en termes de rayon d'action et de charge utile. Mais tout aussi important que ces capacités techniques, c'est la gestion opérationnelle de ces avions qui, au final, assure l'efficacité du groupe aéronaval. Et une part importante de cette gestion repose sur la mise en œuvre et la récupération rapide d'avions par des conditions climatiques parfois difficiles.

L'appontage est donc une phase clé pour l'efficacité d'un groupe aéronaval. Tout raté se traduit, au mieux, par une perte d'efficacité du groupe du fait de la perte de temps et au pire, par des accidents remettant en cause la sécurité du pilote, l'intégrité de l'avion [BEAD 2004] ou du bâtiment. L'exercice de l'appontage est l'un des plus difficiles que peut rencontrer un pilote et c'est pourquoi la qualification à l'appontage nécessite le suivi d'un processus draconien de formation et d'une évaluation continue. En effet, en plus de la difficulté inhérente de l'atterrissage sur piste, s'ajoutent le déplacement du porte-avions, l'orientation de la piste par rapport à l'axe de mouvement du navire, le vent, les conditions climatiques affectant la dynamique du bâtiment et les conditions de visibilité.

Au cours de l'histoire, l'accent a été mis sur la sécurisation de la phase d'appontage par des procédures bien réglementées, ici illustrées Fig. 1a par un film de formation de l'US Navy de 1946, mis sous la forme d'un dessin animé [Navy 1946]. Ainsi, un officier d'appontage a fait son apparition pour fournir au pilote un retour sur sa trajectoire. L'ère du jet a engendré des modifications majeures dans l'architecture des porte-avions et les procédures d'appontage. Ainsi, des équipements d'aide à l'appontage complétèrent l'officier d'appontage et des systèmes d'appontage automatique ont été développés pour l'US Navy. Cependant, la récupération des avions est loin d'être systématiquement automatique et en cas d'urgence, le pilote peut reprendre les commandes, comme illustré humoristiquement Fig. 1b. A l'heure actuelle, bon nombre d'études travaillent sur le futur embarquement de drones pour démultiplier la puissance du porte-avions. L'appontage totalement automatique est l'une des technologies critiques pour cet usage. Pour répondre à ce besoin, les approches en cours d'études se basent sur une localisation de l'avion par rapport au porte-avions par GPS différentiel avec la prise

en compte des mouvements du navire [Wood 2009].

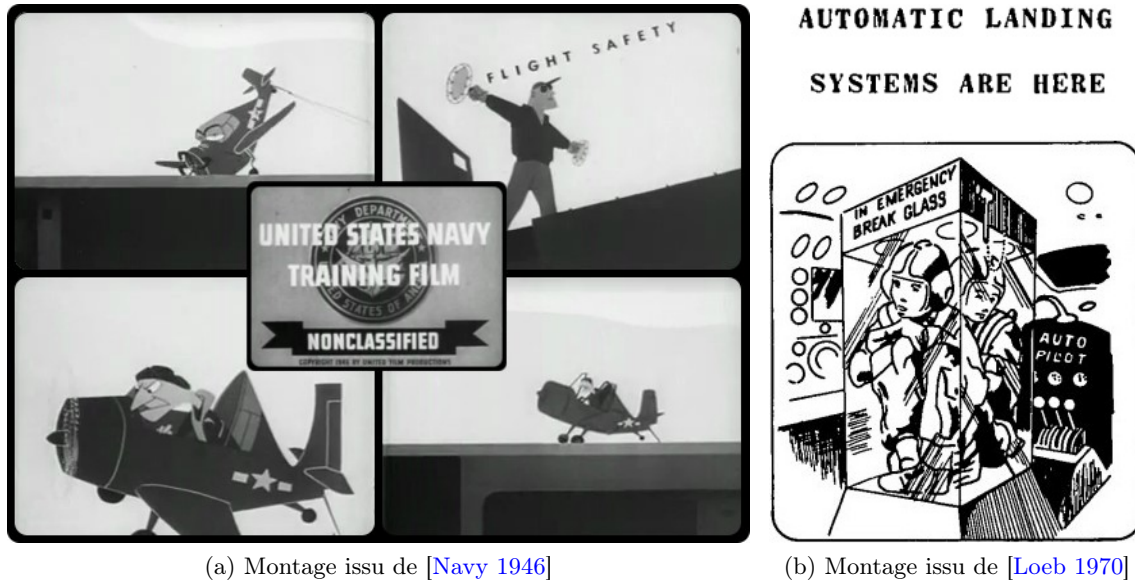


FIGURE 1 – (a) L’exercice périlleux de l’apportage nécessite une grande attention. (b) Et c’est pourquoi des systèmes d’apportage automatiques ont leur utilité.

L’étude présentée dans ce document ne s’inscrit pas dans cette démarche. Partant du constat que les engins volants d’aujourd’hui sont pourvus de capteurs de vision performants utilisés à des fins de surveillance, de reconnaissance et de ciblage, cette étude s’intéresse à leur extension à l’apportage automatique, pour devenir réellement multifonctions en étant intégrés dans un schéma de commande afin de guider l’appareil vers le porte-avions. En plus d’assurer la fonction d’apportage automatique, l’apport de ce type de système reposerait sur sa passivité, du fait qu’un capteur de vision puisse détecter et suivre le porte-avions sans émission électromagnétique.

L’apportage automatique basé vision viendrait en remplacement ou en complément de moyens de guidage plus classiques, afin d’assurer une robustesse et une redondance aux défaillances des systèmes classiques. Cette démarche est couramment employée en aéronautique pour le développement et la sécurisation de fonctions complexes, en offrant des modes de fonctionnement alternatifs. Un autre avantage est le développement *hardware* limité que nécessiterait un système basé sur un capteur de vision car il utilise les équipements déjà présents sur l’avion.

Enfin, on peut ajouter que cette application d’apportage automatique n’est pas si éloignée de celles, déjà opérationnelles, utilisant des capteurs de vision. En effet, associés à des traitements, ces capteurs sont déjà employés pour des tâches complexes et critiques, comme la navigation, la désignation d’objectif ou le guidage terminal de missile. C’est pourquoi l’utilisation de la vision pour l’apportage automatique présente un fort potentiel que ce document étudie au travers de trois chapitres.

Le chapitre 1 introduit le contexte de cette étude par le versant aéronautique. Ainsi, on

commence par définir ce qu'est un avion et son dérivé sans pilote, le drone. Afin de souligner l'importance de la force aéronavale, nous décrivons, par la suite, une brève histoire des porte-avions et de leur concept d'emploi. La tâche d'appontage est caractérisée par sa trajectoire et ses difficultés dues aux mouvements du porte-avions, au vent et aux conditions de visibilité. Les moyens actuels pour y faire face, comme les aides à l'appontage, sont ensuite présentés. On poursuit sur les capteurs potentiellement utilisables dans notre application et une présentation de l'emploi de la vision en aéronautique pour définir ensuite le cadre, les hypothèses et les outils de l'étude. Parmi les outils, un simulateur utilisant un modèle de l'avion, des trajectoires de porte-avions et un générateur d'images réalistes est développé.

Le chapitre 2 introduit les notions fondamentales de la vision et propose un ensemble de méthodes pour la détection du porte-avions et son suivi dans l'image après une présentation des techniques de la littérature. Basé sur l'utilisation des capteurs classiques et de vision de l'avion, le navire est détecté dans l'image acquise par une caméra embarquée sur l'avion et les algorithmes de suivi sont initialisés. Nous décrivons deux algorithmes de suivi estimant respectivement au cours des images la localisation relative entre le porte-avions et la caméra et la transformation entre une image de référence et l'image courante. Ces méthodes sont évaluées sur des images réelles et synthétiques.

Le chapitre 3 propose une méthode de commande pour la réalisation de la tâche d'appontage automatique. Pour cela, le formalisme de l'asservissement visuel, défini comme la commande à l'aide d'informations de vision, est présenté avant de poursuivre sur un état de l'art de l'atterrissage sur piste au travers des travaux de la littérature. A l'aide des mesures provenant du suivi, des primitives visuelles contenues dans l'image sont calculées et entrent dans un schéma de commande pour réguler les mouvements de l'avion sur sa trajectoire d'approche. Les effets de l'avancement du porte-avions, de ses mouvements de rotation et du vent sont pris en compte en estimant la vitesse du vent au-dessus du pont et l'attitude du porte-avions. Enfin, la commande de la tourelle de la caméra est définie pour différentes architectures afin de centrer le porte-avions dans l'image. Ces méthodes de commande sont tout d'abord évaluées à l'aide d'un simulateur faisant abstraction du traitement d'images et du suivi. Le comportement de l'avion est analysé pour quelques points de vol et un domaine de convergence est établi à l'aide d'un grand nombre de simulations. Pour finir, l'ensemble de la chaîne de traitement est pris en compte en utilisant le simulateur avec le générateur d'images synthétiques.

Enfin, la conclusion récapitule l'étude et les résultats obtenus pour ouvrir sur les perspectives et les axes d'améliorations.



# Contexte aéronautique de l'étude

---

Le porte-avions suit de peu la naissance de l'avion. Il a été conçu pour conjuguer l'endurance de la marine et la réactivité de l'aviation afin d'accomplir un large spectre de missions. Parfois critiqué pour son coût important, le porte-avions reste l'apanage des grandes marines et a été employé au cours de nombreux conflits de l'histoire. Ce navire tire sa puissance d'un usage raisonné de son groupe aéronaval, constitué d'avions chasseurs-bombardiers et de reconnaissance. La gestion d'un tel groupe obéit à un ensemble de processus bien définis pour garantir la sécurité et l'efficacité du navire. Chaque phase de vol d'un avion de ce groupe est importante. La phase d'appontage l'est d'autant plus qu'elle demeure aujourd'hui l'un des exercices les plus difficiles qu'un pilote puisse rencontrer du fait de la taille restreinte de la piste. De plus, les conditions climatiques, la visibilité et les mouvements de plateforme sont autant d'éléments supplémentaires à intégrer à sa gestion. Afin d'améliorer les conditions de sécurité de cette phase critique et d'étendre ainsi le domaine d'emploi de l'aviation, de nombreuses aides à l'appontage améliorent la perception du pilote de la trajectoire de son avion. L'automatisation de l'appontage est en cours, la marine américaine l'utilise déjà dans certains cas pour ses avions et le futur embarquement de drones nécessitera un système d'appontage automatique fiable.

Ce chapitre présente le contexte autour de la phase d'appontage en commençant par définir ce qu'est un avion et son dérivé, le drone. Par la suite, nous décrivons une brève histoire des porte-avions et de leur emploi. La phase d'appontage est étudiée pour définir sa trajectoire, mettre en avant les difficultés rencontrées et les solutions apportées à l'heure actuelle. Nous listons ensuite les nombreux capteurs présents sur un avion de combat et qui pourront être utilisés par un système d'appontage automatique par vision. Nous poursuivons sur une présentation des applications de la vision en aéronautique pour finir en définissant les hypothèses de l'étude. Enfin, nous insistons sur le mode opératoire considéré pour valider les méthodes proposées. Ce mode opératoire consiste en l'utilisation de séquences réelles et d'un simulateur prenant en compte un modèle de l'avion, des trajectoires du porte-avions et un générateur d'images réalistes.

## 1.1 L'avion ... De quoi s'agit-il ? <sup>1</sup>

### 1.1.1 Brève histoire des débuts de l'aéronautique

Le vol d'un engin plus lourd que l'air a dépassé l'âge vénérable d'un siècle, qu'on l'attribue, côté français, aux timides soubresauts de la drôle de machine (bio-inspirée, pourra-t-on dire) de Clément Ader en 1898, ou côté américain, au vol du Flyer des frères Wright en 1903 dont la configuration donnera comme lointaine descendance la famille des delta-canards, dont les dernières évolutions sont le Rafale et l'Eurofighter. On s'abstiendra d'évoquer le cas d'autres engins appartenant à la paléontologie de l'aéronautique.

Une vingtaine d'années après ses modestes débuts, les principes fondamentaux et les applications de l'aviation étaient posés, notamment du fait de l'important effort industriel de la Première Guerre Mondiale [Lefranc 1922]. Les briques technologiques étaient, certes, rudimentaires et seront amenées à être améliorées, mais l'essentiel était là. La structure, constituée de bois, entoilée de lin et rigidifiée par des haubans qui grevaient le bilan poussée-trainée, évoluera par la suite vers des architectures et des matériaux dont les caractéristiques entraîneront des modifications radicales dans la manière de concevoir et fabriquer des avions. La propulsion a été longtemps un point d'achoppement en raison de la faible puissance massique des moteurs et de leur fiabilité douteuse, empêchant leur emploi sur les engins volants. Elle a depuis connu de multiples évolutions depuis le moteur à pistons (qu'ils soient en étoile ou en ligne), l'étonnant moteur à pistons hybridé avec un réacteur de l'italien Secondo Campini [Gregory 2009], le statoréacteur du français René Lorin, le pulsoréacteur de la bombe volante V1, le turboréacteur de l'anglais Sir Frank Whittle et de l'allemand Hans von Ohain et de sa déclinaison à hélice : le turbopropulseur. Côté aérodynamique, les profils des ailes ont été étudiés afin de déterminer leur polaire et ainsi choisir les caractéristiques les plus intéressantes pour un avion et une application donnés. On peut notamment citer les travaux de la soufflerie Eiffel, installée et utilisée depuis 1912 dans le 16ème arrondissement de Paris. Les souffleries ont été depuis perfectionnées et complétées par des codes de calcul. Des prémices d'automatisme, comme le pilotage automatique, étaient même expérimentés, à l'époque, avec des instruments de vol minimalistes. Les principales applications de l'aviation ont vite été perçues par les militaires pour la reconnaissance, la chasse, les bombardements tactique et stratégique. Après la Première Guerre Mondiale, l'aviation s'est diversifiée dans le civil pour le transport de personnes et de marchandises. Et depuis ces balbutiements, les performances des aéronefs se sont considérablement améliorées du fait des progrès dans les techniques et technologies et les concepts d'emploi.

Cette courte introduction à l'aéronautique n'a pas pour objet de parcourir la conséquente histoire de l'aviation, qui ne serait abordée que très succinctement mais plutôt de mettre en exergue le fait que certaines technologies ou concepts que l'on pourrait penser récents, existaient déjà, à un stade embryonnaire, aux débuts de l'aéronautique.

---

1. Ce titre de section, emprunté à un ouvrage de formation interne de Dassault Aviation [Germain 1991], n'a pour objet que de le faire connaître un peu plus. Il couvre tout le spectre de l'aéronautique militaire et civil (voir aérospatial), tout en restant synthétique et accessible. Il est disponible dans certaines bibliothèques universitaires et écoles d'ingénieurs.

### 1.1.2 L'avion et son pilote

Un avion est un véhicule constitué d'une cellule dont la forme et la mise en mouvement par une force de propulsion va créer des effets aérodynamiques de portance et de trainée. Il existe une multiplicité de formes de cellules allant d'un fuselage et d'ailes bien différenciés, comme sur les avions de ligne, à une intégration complète entre les deux comme sur le bombardier américain B2 [Germain 1991]. Pour propulser la cellule à la vitesse permettant de créer la force de portance égale ou supérieure au poids, et pour contrer la trainée générée, un système de propulsion est nécessaire. Là encore, l'architecture des motorisations va des moteurs à pistons jusqu'aux turboréacteurs (ou même statoréacteurs). Au fil du temps, ce que l'on dénomme par le terme général électronique, est devenu un élément fondamental d'un avion, qu'il soit civil ou militaire. On la retrouve dans les transmissions, dans les systèmes de contrôle et les nombreux capteurs de l'avion. On estime sa part dans le prix de revient d'un avion d'arme à environ un tiers, et en constante augmentation.

Suivant les architectures des avions, les surfaces de contrôle, ou gouvernes, sont différentes. Les avions classiques comme les avions de ligne, sont pourvus d'une aile où sont montés des ailerons, qui par leur braquage symétrique, provoque un mouvement autour de l'axe de roulis de l'avion. De plus, des gouvernes supplémentaires sont présentes afin de générer de l'hypersustentation par les volets, lors du décollage ou de l'atterrissage, ou bien encore, le freinage par les aérofreins. La gouverne de profondeur est le plan horizontal à l'arrière de l'avion de ligne, utilisée pour créer un moment afin de faire lever ou baisser le nez de l'avion. La dérive, quant à elle, a un rôle de stabilisation sur l'axe de lacet. Sa gouverne en lacet permet de contrer des vents latéraux lors, par exemple, de la phase d'atterrissage, d'effectuer des virages à plat, ou plus usuellement de contrer les effets de lacet induit lors d'une mise en virage conventionnelle.

Le Rafale, dont la vue interne est illustrée Fig. 1.1, est un avion de combat omnirôle en service dans l'Armée de l'Air et la Marine Nationale et est doté d'une architecture dite "delta-canard". La voilure delta est favorable aux hautes vitesses du fait de sa flèche et de son épaisseur faible tout en permettant un emport important en kérosène [Germain 1991]. Elle est pourvue, à l'arrière, d'élevons qui assurent à la fois la mise en tangage et en roulis de l'avion, respectivement par braquage symétrique et différentiel des élevons. Les bords de bord d'attaque sont mobiles afin de faire varier le profil de l'aile et ainsi modifier ses caractéristiques aérodynamiques. Sur le Rafale, une paire de gouvernes est placée en avant de l'aile delta. Ce n'est pas, comme sur l'Eurofighter, une simple gouverne de profondeur qui aurait été mise à l'avant afin de bénéficier d'un surcroît de manœuvrabilité. En effet, la proximité du canard et de l'aile delta a pour conséquence un maintien d'un écoulement laminaire lors d'évolutions à haute incidence comme lors de l'appontage, pour éviter le décrochage. De plus, un surcroît de portance est ainsi créé, améliorant les performances et la stabilité de l'avion. Le cas des ailes volantes comme le Neuron de la Fig. 1.6c est encore différent. Dans ce cas, pour assurer la discrétion radar, la dérive a été supprimée et l'aile-fuselage possède des bords d'attaque constitués d'un seul tenant. Un système de contrôle évolué permet de commander un tel avion en amortissant, de manière logicielle, les degrés de liberté peu stables naturellement.

Le rôle du pilote, de chasse ou de ligne, a évolué au cours de l'histoire de l'aéronautique. Sa fonction est ainsi passée d'un stabilisateur de l'avion, au sens où il actionnait les gouvernes pour contrôler l'avion, à un rôle de "guideur" et de superviseur<sup>2</sup>. En effet, depuis déjà plu-

2. Ce point de vue n'est que celui de l'auteur et n'est pas forcément partagé par l'ensemble de la commu-



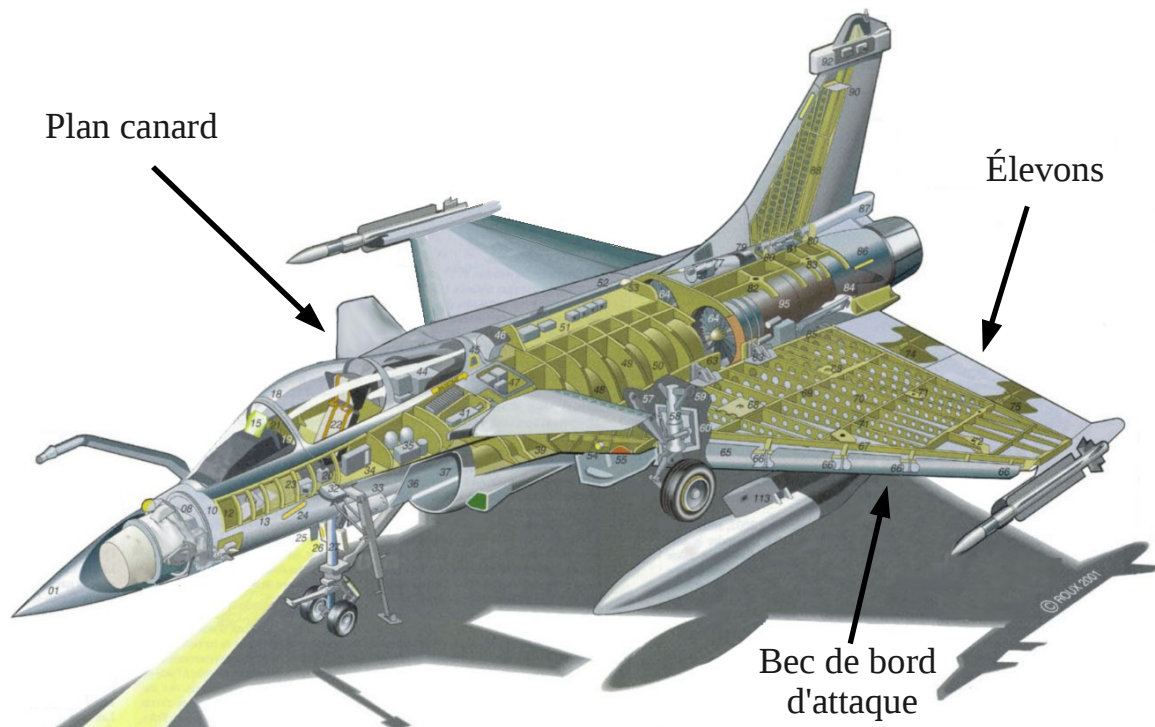


FIGURE 1.1 – Écorché du Rafale Marine avec ses équipements ©Roux 2001.

siècles décennies, des systèmes de commande de vol sont venus s'intercaler entre le pilote et la machine, les avions de combat modernes étant instables par nature pour accroître leur agilité. Lorsque le pilote actionne son manche, un contrôle bas niveau interprète ses ordres, vérifie qu'ils respectent le domaine de vol de la machine, stabilise l'avion avec des données provenant de la centrale inertielle, et enfin les convertit en commandes de gouvernes. Malgré ces automatismes sécurisant le pilotage, le pilote occupe encore une place très importante. Il gère le déroulement et la mise en œuvre d'une mission nécessitant des capacités de raisonnement et d'adaptation face à des situations complexes et/ou imprévues. Toutefois, un pilote a besoin d'une bonne visibilité autour de lui, d'interfaces avec l'avion et du support-vie, nécessitant une verrière, un cockpit avec des écrans, un siège éjectable, et une pressurisation. En termes d'aérodynamisme et de poids de masse, cet impact est non négligeable et n'est pas nécessaire pour les drones.

### 1.1.3 Les drones

Selon la définition couramment admise, un drone est un engin volant sans pilote à bord, commandé à distance et réutilisable. La taille et la masse d'un drone couvrent un très large spectre, allant de quelques grammes et centimètres à une dizaine de tonnes, pour une envergure d'un B-737. Généralement, leur mode de contrôle repose en un échelon bas niveau réalisant des tâches simples comme le suivi d'une trajectoire ou le maintien d'un point fixe (dans le cas d'un drone capable de vol stationnaire) et d'un échelon haut niveau, réalisé par un opérateur

déporté ayant des retours fournis par les capteurs de l'aéronef.

Un fulgurant essor des drones a eu lieu depuis une trentaine d'années. Cependant les premiers drones vont de pair avec les débuts de l'aéronautique lors de la Première Guerre Mondiale. Les premières expérimentations couronnées de succès ont cependant eu lieu plus tard : on peut notamment citer les bombardiers B-17 de l'opération Aphrodite, reconvertis en bombes volantes durant la Seconde Guerre Mondiale (Fig. 1.2a), les drones-cibles pour le test de missiles dans l'immédiate après-guerre et la reconnaissance avec le drone Ryan Firebee, tiré plus de 3000 fois lors de la guerre du Vietnam (Fig. 1.2b). Plus étonnant encore, le trisonique D-21 (Fig. 1.2c), propulsé par statoréacteur et lancé depuis un avion de reconnaissance SR-71 ou un bombardier B-52, qui effectua quelques missions au dessus de la Chine durant les années 60 [Goodall 2003].

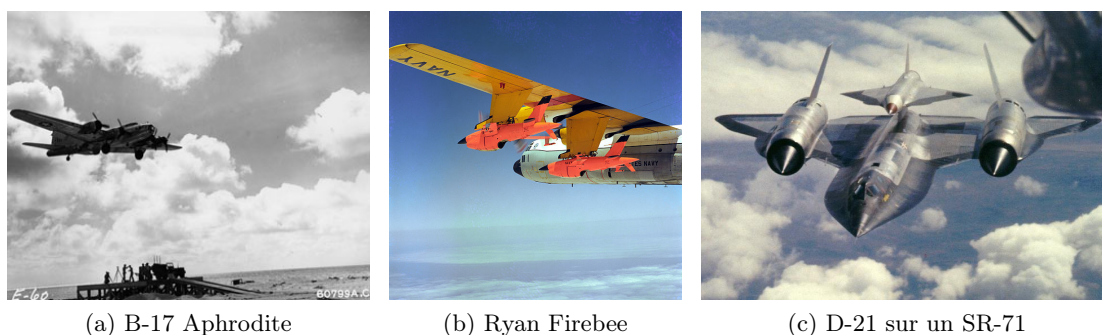


FIGURE 1.2 – Quelques drones précurseurs post-WWII et des vingt premières années de la Guerre Froide.

De nos jours, les drones ont de multiples applications civiles et militaires. Leur nombre a littéralement explosé ces dernières années. On assiste de plus à une démocratisation des technologies, avec des projets de drone ou d'autopilote open-source pour les avions de petite taille. Côté civil, les applications sont en pleine croissance : la reconstruction 3D d'ouvrages d'art, l'inspection de sites industriels, comme des barrages, l'établissement de relais de communications lors de catastrophes naturelles sont quelques exemples d'emploi. On peut y ajouter les applications de divertissement comme le drone Parrot pilotable avec un *smartphone*, présenté Fig. 1.3a. Des drones sont aussi employés par la police pour le maintien de l'ordre public et autres fonctions régaliennes. On peut aussi noter le caractère dual des drones : la majorité des fonctions et équipements développés pour le militaire convient à un emploi dans le civil.

On évoquera succinctement un type de drones très employés dans les applications civiles et militaires : les drones hélicoptères, dont la taille va de quelques centaines de grammes à plusieurs tonnes. Dans les vingt années précédentes, un très important travail de recherche a été effectué sur l'automatisation d'aéronefs à décollage vertical de taille réduite, parfois à l'architecture non conventionnelle, confrontés à des problèmes de commande et de tenue au vent. Ces drones hélicoptères sont maintenant employés quotidiennement. Le Camcopter de Schiebel est le premier drone à avoir effectué une démonstration en vol au salon du Bourget 2009, preuve de sa sécurité<sup>3</sup>. Le drone (ou plutôt le programme) Fire Scout a eu un cheminement intéressant : la plateforme de départ a été conçue spécialement en tant que drone, mais

3. Il y a eu cependant un accident mortel en 2012. Un Camcopter a percuté une station sol du fait de la perte de son système de navigation [Steuer 2012].



FIGURE 1.3 – Drones hélicoptères : quadrirotor de divertissement pour le grand public (a), hélicoptères de surveillance maritime (b,c)

pour des raisons techniques et pour augmenter la charge utile, la plateforme est maintenant un hélicoptère civil transformé en drone, illustré Fig. 1.3c.

Par la suite, on se concentrera sur les applications militaires des engins sans pilote. L'explication de l'emploi des drones par les militaires peut se résumer au concept appliqué à la robotique militaire en général : les "3D", pour *Dull, Dirty, and Dangerous*. Les drones offrent une mobilité et une vision d'une portée appréciable pour le combattant, permettant, si l'information est bien traitée et distribuée, une connaissance plus fine de son environnement, et le cas échéant, une meilleure capacité de décision. Quelle que soit leur taille, le principal emploi militaire des drones se résume, à l'heure actuelle, à des fonctions de reconnaissance et de surveillance et tend, de plus en plus, vers des fonctions coercitives (frappes, bombardements). La fonction transport est déjà expérimentée et offre des résultats prometteurs.

La reconnaissance va de drones employés par l'infanterie, pour observer, par exemple, ce qu'il y a derrière une colline, avec des engins tels ceux présentés Fig. 1.4, à des engins plus massifs utilisés par des régiments pour la reconnaissance plus lointaine en appui des troupes. Encore plus massifs et endurants, sont les drones communément appelés MALE (Medium Altitude Long Endurance), effectuant de longues orbites sur des théâtres donnés. Suivant la taille des drones, les capacités de transmission vont des troupes jusqu'aux centres opérationnels. On peut notamment remarquer l'important dôme en avant des drones de la Fig. 1.5, logeant une antenne satellite. Développée et utilisée plus tardivement, la fonction frappe est assurée par des armements montés sur drone. Elle connaît, d'abord, un important essor principalement du côté américain et israélien, et cet usage s'étend maintenant vers les autres pays utilisateurs de drones, de sorte que tous les drones présentés Fig. 1.5 sont ou seront pourvus d'armements (si le Heron TP et le Telemos vont au bout de leurs développements). De même, les drones tactiques commencent à être armés et des projets évoquent des drones grenades, lancés à la main par le fantassin dans le but de survoler une zone et d'attaquer une cible sélectionnée.

Catégorie particulière car développés pour une mission précise et particulièrement exigeante, les drones d'attaque furtifs, illustrés Fig. 1.6, volent dans le haut subsonique et sont employés pour des missions d'attaque de sites de haute valeur stratégique et donc bien défendus par des défenses sol-air. La plupart sont en développement et ont fait récemment, ou vont faire prochainement, leur premier vol. Ces drones possèdent une architecture d'aile volante caractérisée par l'absence de dérive, de longs bords d'attaque et des surfaces ne renvoyant que peu d'échos radar. De plus, la manche à air est coudée afin d'éviter qu'un radar puisse



FIGURE 1.4 – Drones pour la reconnaissance courte de l'infanterie

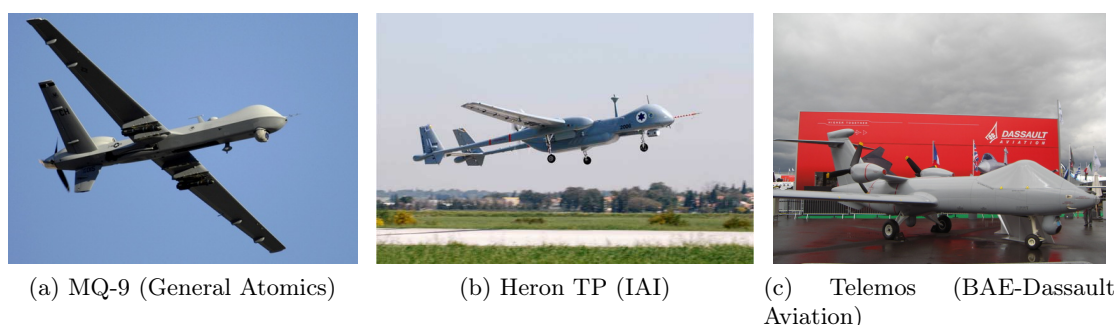


FIGURE 1.5 – Drones MALE

détecter le moteur. De même, en sortie de tuyère, le jet du réacteur est aplati dans le but de le diluer avec de l'air frais et ainsi offrir une plus faible signature infrarouge. Le drone américain X-47B, présenté Fig. 1.6b, est un démonstrateur de drone d'attaque furtif embarqué sur porte-avions et qui a effectué ses premiers essais d'embarquement à la fin de l'année 2012. La difficulté pour un engin embarqué pourvu de cette aérodynamique si particulière, par rapport à un engin opérant depuis une piste terrestre, vient des contraintes à l'appontage liées à la précision du point d'impact. Pour cela, des développements expérimentés sur un F-18 ont été effectués [Fulghum 2007].

Une application moins développée mais avec un fort potentiel est le transport de fret sur le terrain, pour ravitailler des positions potentiellement sous le feu ennemi. Ainsi le drone hélicoptère K-MAX (Fig. 1.7a) a été expérimenté en Afghanistan en 2012 pour la livraison de fret transporté avec une élingue et les retours d'expérience donnent entière satisfaction. On peut aussi noter les engins cibles comme le QF-4 (présenté Fig. 1.7b) et la nouvelle génération le QF-16, utilisés pour l'entraînement des pilotes, des défenses anti-aériennes ou le développement de missiles. Autre famille, les drones optionnellement pilotés : du fait de cette capacité d'embarquer ou non un pilote, l'intégration du Patroller de Sagem, illustré Fig. 1.7c, dans le trafic civil est simplifiée.

Même s'ils possèdent des caractéristiques intéressantes, les drones ne présentent pas que des avantages. En effet, parmi leurs points faibles, outre un taux d'attrition (de perte) important même pour les plus gros engins, il y a une forte dépendance des communications. Parmi





FIGURE 1.6 – Drones d’attaque furtifs caractérisés par une architecture d’aile volante



FIGURE 1.7 – Drone de transport (a), drone cible (b) et drone optionnellement pilotés (c)

les quelques cas rendus publics, où ces dernières ont été mises en défaut, on peut notamment citer l’émission non-cryptée de flux vidéo en Afghanistan aisément captable avec un décodeur du commerce d’après [Gorman 2009] ou plus récemment la démonstration du piratage du système de localisation GPS [Franceschi 2012] par des scientifiques. Ce dernier événement fait écho à l’atterrissage forcé du drone furtif américain RQ-170 Sentinel en Iran, dont les raisons ne sont pas encore officiellement déterminées [Axe 2012]. De plus, selon le type de drones, un important déploiement en personnel est nécessaire du fait de la durée de leurs orbites, que ce soit pour leur entretien, leur pilotage ou le traitement des données fournies.

Pour finir, certains derniers développements viennent brouiller la frontière entre drones et missiles. Des projets étudient l’apport de munitions maraudeuses qui orbiteraient au dessus d’un territoire donné en attendant la désignation d’une cible. Ainsi, on note que les technologies liant drones, missiles et avions sont relativement communes. On ne s’étonnera donc pas du système de navigation automatique ATRAN (Automatic Terrain Recognition And Navigation), embarqué dès les années 50 sur le missile Matador. Ce système estimait sa position en utilisant un radar et un film de la trajectoire à suivre, rien qu’avec des technologies mécanique et d’électronique analogique, présentées dans le brevet [Paul 1962].

Enfin, l’usage militaire de robots et de drones est de plus en plus important sur le champ de bataille. Ils soulèvent donc des questions éthiques et juridiques. Combattre à distance peut créer un effet "jeu vidéo" entraînant une perte de conscience de la réalité de la guerre. De plus, aux États-Unis où il y a maintenant plus de pilotes formés sur drones que sur avions, on a observé un nombre conséquent de cas de stress post-traumatique pour des pilotes qui menaient la guerre la journée en pilotant des drones, volants à des milliers de kilomètres, et qui rentraient dans leurs foyers, le soir venu [Hude 2010].

## 1.2 Les porte-avions

### 1.2.1 Histoire

Du fait que la majorité de la population mondiale, et donc des zones potentielles d'instabilité, soit située près d'un littoral, le porte-avions a été employé dans de nombreux conflits ou interventions au cours des soixante dernières années (Corée, Suez, Liban, Kosovo et Libye). Et même pour des conflits dans des pays qui n'avaient pas d'accès à la mer comme l'Afghanistan, cet outil a été utilisé, présentant le principal avantage de ne pas nécessiter de base terrestre à proximité du théâtre d'opérations. Toutefois, le porte-avions et son rôle ont évolué au cours de l'histoire et varient en fonction des utilisateurs.

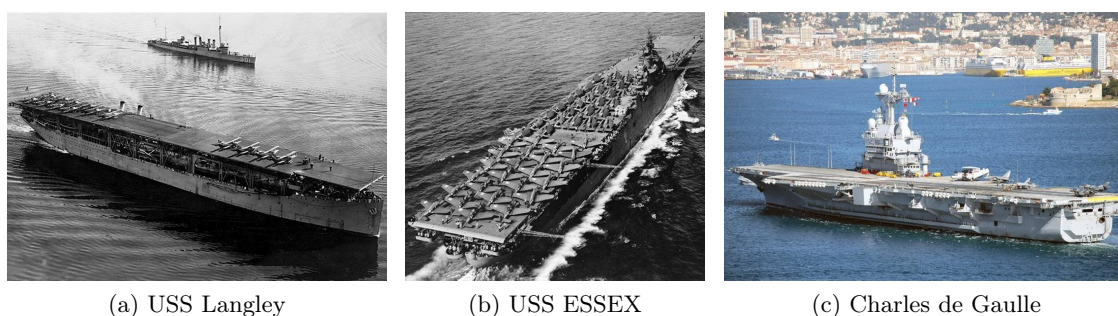


FIGURE 1.8 – Porte-avions au cours de l'histoire : post-WWI (a), WWII (b), de nos jours (c)

Avant et durant la Première Guerre Mondiale, des expérimentations ont eu lieu avec des navires reconvertis en porte-avions par l'ajout d'une piste greffée sur la structure, comme illustré Fig. 1.8a. Viendra ensuite l'apport des superstructures où sont localisés les capteurs, les transmissions et le commandement. Durant l'entre-guerre, les concepts et matériels évoluent et se perfectionnent pour aboutir à la Seconde Guerre Mondiale où les porte-avions seront massivement utilisés et auront une importance majeure, spécialement dans le Pacifique [Fontenoy 2006]. A l'époque, la configuration du pont est encore droit, dans l'axe du navire, comme présenté 1.8b et l'appontage est déjà risqué. Différents types de porte-avions existent, en fonction de leur tonnage et de leur mission : des porte-avions d'eau douce sont utilisés pour l'entraînement dans les grands lacs américains.

Dès l'après guerre, la révolution du jet, engendrant des vitesses de décollage et d'atterrissage plus importantes et un accroissement de masse, implique des changements radicaux dans la configuration des porte-avions. Toujours présents sur les porte-avions modernes, comme présenté Figs. 1.8c et 1.10, les catapultes à vapeur placées à l'avant du porte-avions permettent de propulser des appareils plus lourds à leur vitesse de décollage. Le pont oblique fluidifie les mouvements sur le pont et limite les risques d'accidents lors des *bolters* (appon-tages manqués) en cloisonnant les différentes activités du pont. L'ajout d'aides à l'appontage améliorent la sécurité de l'atterrissage, avec par exemple, le miroir à l'appontage qui fournit au pilote un retour visuel de la conformité de sa trajectoire. Afin d'assurer un surcroît d'autonomie au porte-avions, le réacteur nucléaire est adopté. Néanmoins, un ravitailleur accompagne toujours un groupe aéronaval, afin de ravitailler en kérosène les avions embarqués. De plus, la stabilisation active du porte-avions est développée dans l'objectif de garder une attitude compatible avec les opérations aériennes lors de mer agitée. Par exemple, sur le Charles de

Gaulle, le système SATRAP actionne des masses mobiles, situées sous le pont, et des surfaces de contrôle, pour atténuer les mouvements en roulis et gîte.

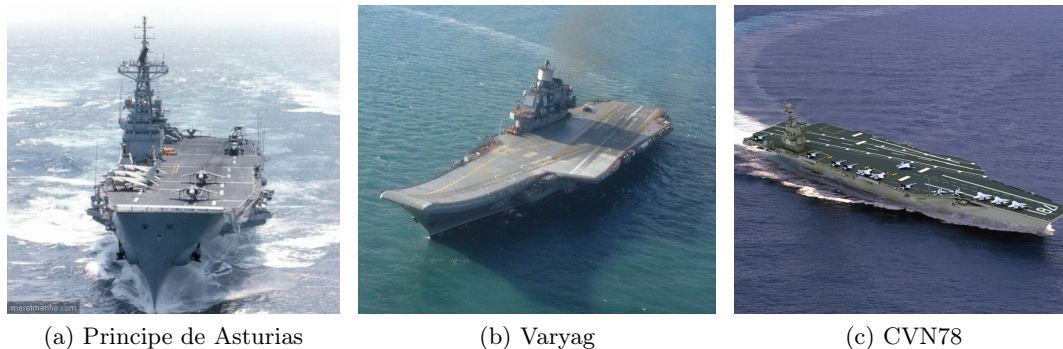


FIGURE 1.9 – Catégories de porte-avions : porte-aéronefs (a), STOBAR (b), CATOBAR (c)

A l'heure actuelle, différentes catégories de forces aéronavales peuvent se définir en fonction du type de porte-avions qu'elles possèdent, conditionnant les types d'avions embarqués [Henrotin 2011] :

- Les portes-aéronefs, déclinaison du porte-avions, n'embarquent que des hélicoptères et des avions à décollage vertical. Ces bâtiments sont moins coûteux à l'achat et à l'usage que les porte-avions plus massifs, mais les avions n'embarquent que de faibles charges utiles et ont des rayons d'action restreints du fait de la consommation nécessaire aux phases verticales du vol.
- Les porte-avions à décollage par tremplin et atterrissage par brins, STOBAR (Short Take-Off But Arrested Recovery), possèdent, en général, des avions à décollage vertical ou conventionnel. Toutefois, ils ne peuvent pas décoller à pleine charge car le décollage nécessite une poussée importante.
- Enfin, les porte-avions à décollage par catapultes et atterrissage par brins, CATOBAR (Catapult Assisted Take Off Barrier Arrested Recovery), plus complexes, permettent de conserver les performances d'un avion basé à terre, moyennant quelques restrictions, dues à des contraintes à l'appontage (répartition symétrique des emports de l'avion).

D'autres pays que les puissances occidentales ont des porte-avions. Il y a encore quelques années, il s'agissait d'achats de seconde main venant de pays OTAN ou de Russie. Depuis une décennie, les pays émergents comme la Chine, l'Inde ou le Brésil se concentrent sur la puissance aéronavale et commencent à développer la capacité de construire des porte-avions.

La Chine avait racheté un porte-avions ukrainien, le Varyag, illustré Fig. 1.9b, officiellement pour en faire un casino flottant. Il est en fait devenu porte-avions d'entraînement, avec lequel la marine chinoise se familiarise aux opérations aéronavales ainsi qu'aux concepts d'emploi lors d'exercices [Langlois 2011]. De même, certaines analyses évoquent la construction d'un groupe de trois porte-avions à l'horizon 2020 qui seraient largement "inspirés" de ce porte-avions. Afin d'armer ces groupes aériens, la Chine a développé le J-15, copie d'un Sukhoi Su-33 acheté en 2001 à l'Ukraine. Mais la marine chinoise voit aussi à plus long terme, prospectant vers les drones. En octobre 2011, un concours organisé par la société chinoise AVIC et l'association de drone UAS, concernait l'atterrissage automatique sur porte-avions. Certes, il ne s'agissait que de modèles réduits et les résultats étaient encore modestes mais



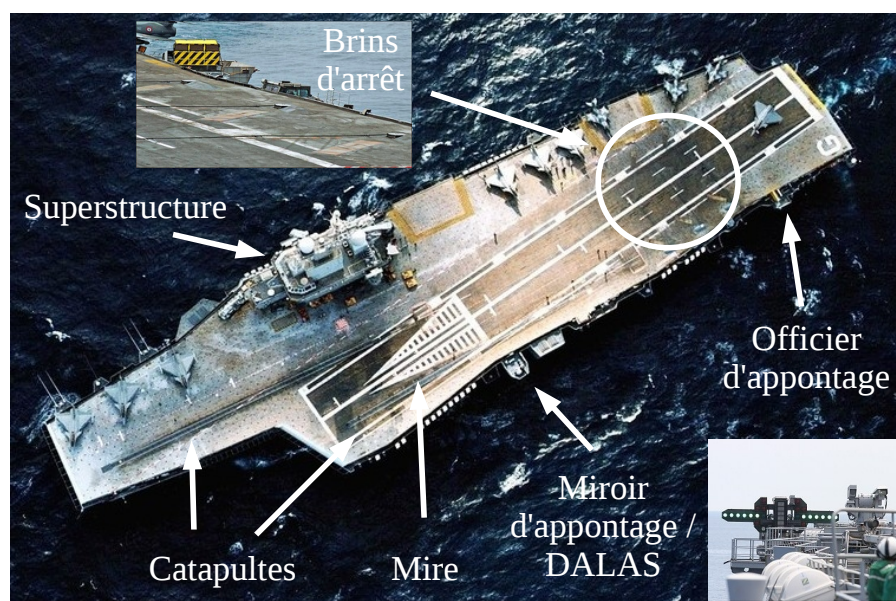


FIGURE 1.10 – Le Charles de Gaulle et ses éléments vus de haut.

qui démontrent une volonté d'acquérir de l'expérience dans la maîtrise technologique aéronavale. Une phrase dans les conditions de participation du concours renforce cette interprétation et peut faire écho à notre système d'appontage par vision : *Guidance : No constraints (any guidance systems aside from DGPS and GPS are encouraged)*.

Du fait de sa rivalité avec son voisin pakistanais, l'Inde est depuis longtemps une puissance aéronavale et se renforce avec un porte-avions russe STOBAR, l'amiral Gorshkov, devenu le Vikramaditya, qui a été profondément remanié [Mercier 2011]. Un autre projet conduit par l'Inde, basé sur un concept anglais, donnera trois porte-avions Vikrant au cours de cette décennie. Ils embarqueront une flotte hétérogène de Sea Harrier, Mig-29K et d'avions indiens Tejas. A noter qu'après la sélection du Rafale pour la négociation exclusive d'un contrat de 126 appareils pour l'armée de l'air indienne, cet avion de combat a récemment été donné pour compatible au décollage sur porte-avions avec tremplin.

Le Brésil, fort de réserves pétrolifères au large de ses côtes, affirme sa puissance depuis quelques années déjà. Pour cela, il étoffe sa marine et possède un groupe aéronaval constitué du Sao Paulo (ex-Foch) et équipé d'avions A-4. Ce groupe aéronaval est vieillissant et obsolète, c'est pourquoi différents projets évoquent deux nouveaux porte-avions pour le remplacer dans les prochaines années.

Le premier porte-avions de la prochaine génération des porte-avions US est en cours de fabrication, ils seront de la classe Gerald R. Ford. Ils auront une architecture redessinée par rapport à la génération précédente Nimitz et seront pourvus de catapultes électromagnétiques. De plus, ils verront l'embarquement de drones de combat et la génération d'avions de combat suivant le chasseur-bombardier F-18, le très coûteux F-35 n'apparaissant pas forcément optimal pour l'US Navy.

Concernant l'Europe, côté français, le deuxième porte-avions n'est plus à l'ordre du jour et du côté anglais, deux porte-avions devraient être construits dont un, qui sera mis directement sous cocon, dans l'espoir de l'en sortir un jour ou de le vendre.



Des porte-avions à double ponts ou bien encore des gigantesques bases navales flottantes sont des projets futuristes qui n'ont que peu de chances d'aboutir, étant donné le contexte économique actuel.

### 1.2.2 Doctrine d'emploi et utilisation

#### Doctrine

L'usage des porte-avions diffère selon les pays en fonction de leurs intérêts et considérations géopolitiques propres et conduisent à divers modes opératoires [Henrotin 2011]. Pour les uns, les avions-radars et avions de chasse embarqués assurent la défense aérienne du groupe aéronaval et sont des capteurs fournissant la fonction reconnaissance. En complément de bâtiments de la marine, ils assurent la lutte contre les navires de surface et les sous-marins ennemis. La fonction de frappe contre la terre n'est pas forcément employée par toutes les aéronavales, mais comme la majorité des centres d'intérêts et des populations sont situés près de littoraux, le porte-avions est un outil utile pour s'affranchir de bases aériennes terrestres ou de longs ravitaillements en vol, compliquant la gestion du vol et usant le matériel. Quelques rares marines comme l'US Navy et la Marine Nationale ajoutent à leur éventail de mission, la dissuasion nucléaire avec des armes embarqués à bord des porte-avions.

#### Utilisation

Côté organisation, étant donné l'importance du bâtiment, le porte-avions ne se déplace jamais seul. Il est au centre d'une armada comprenant des navires d'escorte comme des frégates anti-aérienne et anti-sous-marine, des sous-marins d'attaque et des ravitailleurs. Parce que son déploiement n'est jamais anodin, il constitue un instrument diplomatique non négligeable pour faire peser sur un pays, ou bien encore pour pratiquer le "soft power", comme par exemple le déploiement humanitaire du porte-avions américain USS Carl Vinson, transformé en hôpital, au large d'Haïti lors du séisme de 2010.

En conclusion, quelles que soient ses missions, l'efficacité d'un porte-avions repose (en partie) sur sa capacité à générer un nombre important de sorties et nécessite donc une mise en œuvre rapide d'avions.

## 1.3 L'appontage

Cette mise en œuvre nécessite un appontage sûr quelles que soient les conditions climatiques, pour minimiser le nombre d'appontages ratés. L'exercice est déjà complexe en conditions nominales mais le devient plus encore dès que les conditions se dégradent.

### 1.3.1 La trajectoire

Les procédures opérationnelles de l'appontage reposent sur deux trajectoires d'approche dépendantes des conditions climatiques et de visibilité, schématisées Fig. 1.11a. Tout d'abord, le porte-avions met son cap face au vent ambiant et/ou crée un vent relatif afin que la vitesse relative entre l'avion et le porte-avions ne soit pas trop grande.

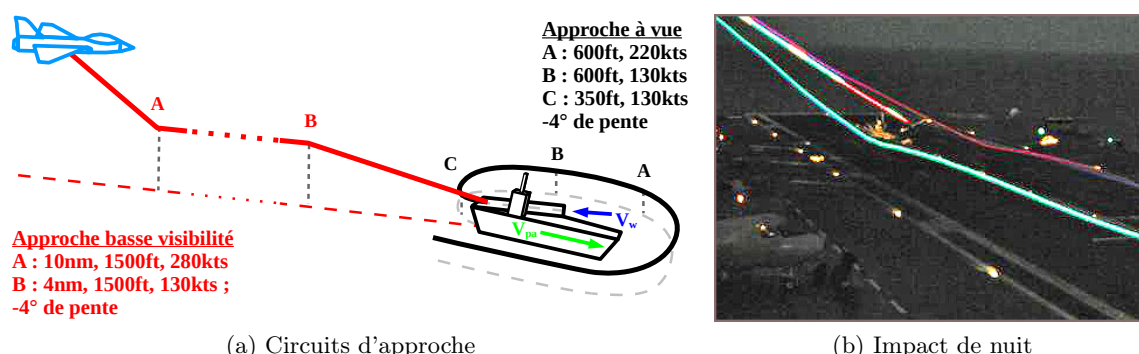


FIGURE 1.11 – Trajectoires d'approche vers un porte-avions avançant à une vitesse  $V_{pa}$  face à un vent  $V_w$  en fonction de la visibilité (a), le toucher des roues sur le pont se fait sans arrondi pour assurer la précision d'impact (b).

Par beau temps, comme les indices visuels des pilotes sont fiables, les pilotes travaillent près du porte-avions lors de cette approche à vue. Ainsi ils font un premier passage en suivant la route du navire, le dépassent par la droite, effectuent un demi-tour et se réalignent sur l'axe de la piste en débutant la descente finale. Dans le cas d'une mauvaise visibilité, la trajectoire débute de bien plus loin et est dénommée CCA (Carrier Control Approach). Cette trajectoire est plus longue du fait d'une nécessaire période d'adaptation entre le vol aux instruments et l'acquisition visuelle de l'optique et de la difficulté de l'appontage par faible visibilité ou de nuit [ALAVIA 2001]. Les deux approches partagent la même phase finale, consistant en une pente de descente constante de l'ordre de 4deg par rapport au porte-avions, pour un vent sur le pont de 10m/s. Pour la phase finale, la différence entre les deux approches est la durée de cette phase, bien plus longue pour l'approche par basse visibilité. Pour la phase de descente, le principe appliqué par les opérationnels consiste à conserver la même pente aérodynamique  $\gamma$  quelle que soit la vitesse du vent sur le pont, composée par la vitesse du porte-avions  $V_{pa}$  et de celle du vent  $V_w$ . Ce principe permet de garder l'avion dans un domaine de vol où son comportement est stabilisé. L'impact sur le pont est sans arrondi, comme on peut le constater sur l'image prise en obturation lente de la Fig. 1.11b. Ceci a pour objectif d'assurer un impact précis et d'accrocher la crosse d'appontage à l'un des trois brins mis en travers de la piste, présentés Fig. 1.10 et qui serviront à décélérer l'avion en évacuant son énergie cinétique dans des pistons [Germain 1991]. Certains osent même qualifier l'appontage de l'appellation un peu exagérée de "crash contrôlé"<sup>4</sup>. La trajectoire finale est conçue pour respecter plusieurs contraintes : précision du point d'impact sur le pont, vitesse verticale afin de limiter les efforts du train d'atterrissage de l'avion, vitesse horizontale pour les brins et hauteur à la poupe (ou à la garde) afin de limiter tout risque d'impact prématuré lié à un mouvement de rotation du porte-avions. Au moment de l'impact, la dernière action du pilote consiste à mettre plein gaz, afin de prévoir un éventuel *bolter* et pouvoir ainsi redécoller.

Sur le plan latéral, l'angle entre la piste et l'axe d'avancement du navire entraîne une vitesse latérale de la piste dans son repère, à laquelle se rajoute la composante du vent dans ce repère. Pour traiter cet effet nommé divergence, la méthode employée par les pilotes, consiste à imposer un cap relatif non nul pour compenser cette vitesse latérale. Cette méthode

4. L'auteur n'a jamais expérimenté la chose, mais ne serait pas contre

présente l'avantage d'apponter avec les ailes à plat, avec un angle de roulis nul, pour éviter des contraintes trop importantes sur les trains d'atterrissage. On peut observer l'usage de cette méthode sur les images représentant la projection des informations de vol du HUD des Figs. 1.12 et 1.15a. Sur ces figures, le réticule de vecteur vitesse de l'avion a un écart par rapport à l'axe de la piste, signifiant un cap relatif non nul.

### 1.3.2 Les difficultés

Un atterrissage sur piste est déjà une phase délicate, la proximité avec le sol nécessitant de réagir rapidement. Dans le cas d'un appontage, plusieurs facteurs compliquent cette dernière partie du vol. Dans bien des situations, l'appontage s'effectue à la fin d'une mission ayant pu durer quelques heures, engendrant une fatigue physique et intellectuelle du pilote, qui a été confronté aux mouvements de l'avion et à la réalisation de la mission. De plus, on peut imaginer un retour d'un avion en limite de panne sèche ou endommagé dans les cas les plus extrêmes. Cependant dans la majorité des retours de mission, les difficultés tiennent plus à une visibilité restreinte, aux mouvements du porte-avions et au sillage du bâtiment.

#### 1.3.2.1 Visibilité

La visibilité extérieure au cockpit, qu'elle soit affectée par l'heure du vol ou les conditions climatiques, est un élément impactant la qualité de l'appontage. La Fig. 1.12 présente un ensemble d'images issues de la caméra embarquée à bord du Rafale, possédant un champ de vue estimé à une quarantaine de degrés. Elles ont été fournies par la DGA avec l'aide de la Marine Nationale et enregistrées au cours de quatre vols avec des conditions de visibilité différentes et pour trois instants donnés de l'approche. Concernant le vol nocturne, on peut remarquer que la trajectoire est différente de celles des autres vols, comme présenté Section 1.3.1. En effet, dans le cas présent, vu le faible retour visuel pour le pilote, une percée est effectuée bien en amont du porte-avions afin d'arriver aligné au début de la descente, comme on peut le deviner sur la Fig. 1.12j, où les éclairages du Charles de Gaulle apparaissent au centre en bas de l'image. Les trois vidéos prises de jour permettent d'apprécier les différences de visibilité du bâtiment selon les conditions climatiques. Dans le cas des vols par beau temps et avec des nuages, les contours du navire sont visibles tandis que le porte-avions est nettement moins discernable dans la vidéo avec de la brume, présentée Fig. 1.12g. Sur la séquence de l'appontage de nuit, il n'y a que les éclairages du porte-avions pour fournir une appréciation de la situation.

Le stress et la concentration du pilote n'apparaissent évidemment pas sur ces images mais ils sont nettement ressentis, sur les séquences pourvues d'une piste sonore et spécialement sur la séquence de nuit. Effectivement, on entend fortement la respiration accélérée du pilote durant l'alignement et la descente qui se termine par un profond soupir une fois l'avion impacté et retenu par les brins.

#### 1.3.2.2 Peu d'indices visuels directs

Les informations visuelles utilisées durant l'appontage ne reprennent que peu celles employées au cours d'atterrissages classiques sur piste. [Entzinger 2009] présente une synthèse approfondie de la modélisation de l'humain dans le contrôle lors de l'atterrissage et distingue

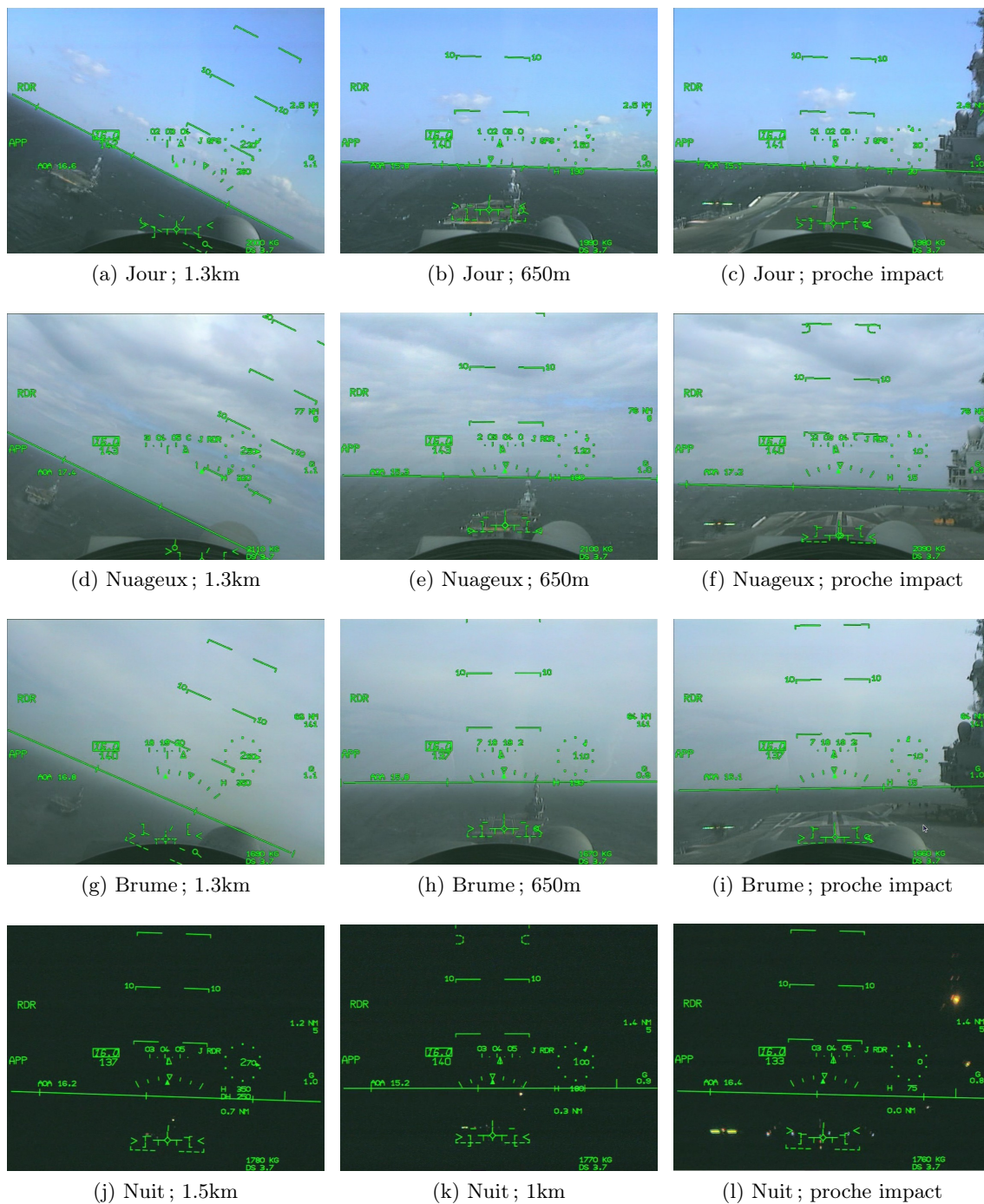


FIGURE 1.12 – Différents parties de la phase finale d'appontage par différentes visibilités. Dans le cas de l'appontage de nuit, les éclairages et le miroir d'appontage du porte-avions sont présents dans le bas des trois images. Vidéos fournies par la DGA avec le concours de la Marine Nationale.

trois types de modèles utilisés pour caractériser le comportement d'un pilote. Nous reprenons ici ces trois modèles et étudions la possibilité ou non de les appliquer à l'appontage :

- Le premier modèle repose sur le flux optique de la scène sur la rétine du pilote, lié à son déplacement propre. Le défilement du paysage entourant la piste permet d'appréhender certaines informations liées à la direction et à la vitesse de déplacement et même au taux de descente. Ainsi, ce modèle fonctionne bien lorsque les textures de la scène offrent suffisamment d'informations pour évaluer le défilement. Dans le cas de l'appontage, le porte-avions est de taille réduite dans l'image et est entouré d'eau. Dépendant de l'état de la mer et de l'altitude de vol, le flux optique est perturbé par, soit un manque de texture de la scène, soit une scène dont la texture est mouvante, avec une distinction des détails de la scène dépendant de l'altitude de l'avion. Pour cela, ce premier modèle ne donne pas entièrement satisfaction pour notre application.
- Pouvant être considéré comme un dérivé du flux optique, le modèle dit du temps au contact, repose sur le ratio de l'angle entre deux points de l'image et la dérivée de cet angle. Ce modèle, dans le cas de l'atterrissage, est principalement lié au déclenchement de la phase d'arrondi qui permet de passer d'une pente descendante non nulle à un toucher de la piste à vitesse verticale presque nulle. Ce modèle est assez controversé dans la communauté de la perception, du fait qu'il ne soit pas directement perçu, mais dépendant d'autres indices [Entzinger 2009]. De plus, dans le cas de l'appontage, il n'y pas de phase d'arrondi, comme présenté dans la partie 1.3.1. De ce fait, ce modèle n'est pas adapté à notre application.
- Le dernier modèle fait appel à des éléments caractéristiques de l'image, souvent géométriques, [Gibb 2010] communément appelés indices visuels. Ces indices permettent d'apprécier la distance entre le pilote et la piste avec des objets de la scène dont la taille est connue comme des routes, des voitures, des arbres ou des bâtiments. D'autres indices comme l'angle  $\theta$  formé par les deux bords de la piste ou la distance  $Y$  entre les points d'impact et de fuite, (représentés Fig. 1.13) servent pour le contrôle longitudinal. Pour le contrôle latéral, on peut citer l'angle de l'horizon  $\phi$  pour le roulis ; et l'angle de l'axe de la piste  $\psi$  pour le contrôle du cap. Ces informations ont été étudiées dans [Wewerinke 1978, Naish 1972]. Ces travaux établissent, moyennant l'hypothèse de petits angles, les relations liant positions verticale, latérale et indices visuels. De même, [Galanis 1996] examine le contrôle longitudinal par le pilote durant la descente à l'aide de la forme de la piste. Différentes relations liées à cette forme sont analysées afin de déterminer laquelle donne la meilleure perception au pilote de la pente suivie. En plus des illusions d'optiques liées à l'atterrissage sur piste (présentées dans [Menon 1996, Gibb 2010]), certaines autres compliquent la tâche d'appontage. Dans notre application, les seuls objets que le pilote connaisse sont le porte-avions, les avions qui sont dessus et le marquage de la piste. Cette piste est d'ailleurs de taille très réduite par rapport à une piste terrestre. En effet, elle est caractérisée par un ratio entre longueur et largeur bien moindre de celui de celles des pistes terrestres, ce qui conduit à une certaine difficulté à appréhender son orientation et position relatives. De plus, l'horizon que voit le pilote est celui de la mer, et n'est pas liée au pont, qui lui, est soumis aux mouvements de tangage et roulis du porte-avions.

Pour combler ce déficit d'indices visuels, des dispositifs passifs et actifs sont présents sur le porte-avions et seront présentés Section 1.3.3.



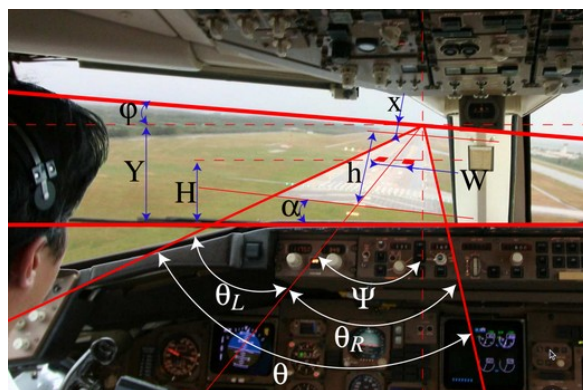


FIGURE 1.13 – Indices visuels étudiés dans le cadre de l'atterrissage. Figure extraite de [Entzinger 2008]

### 1.3.2.3 Mouvements de plate-forme

Bien qu'un porte-avions soit un grand bâtiment, il est soumis à l'état de la mer et est donc sujet à des mouvements. Ces derniers sont complexes à modéliser car hautement dépendant de l'état de la mer et des caractéristiques du navire [De Ferrier 1999]. Le comportement résultant sera la composition du spectre de mer et de la réponse du navire. De ces mouvements, [Pattison 1991] liste les différentes conditions sur la dynamique qui permettent les opérations à bord d'une classe de porte-avions, suivant les phases de catapultage ou d'appontage. Cela concerne des limites sur l'attitude et sa vitesse de variation : par exemple, une valeur de roulis maximale de  $3^\circ$  pour une période de 20 secondes est considérée comme un cas limite. Plus récemment, afin de prendre en compte l'arrivée de nouveaux avions au sein de l'US Navy, [Rudowsky 2002] établit un inventaire des conditions que ces avions doivent remplir pour opérer dans des conditions opérationnelles, compte-tenu de la stabilité des porte-avions. Les mouvements les plus contraignants pour l'appontage sont le roulis, le tangage, le lacet et le pilonnement (translation sur l'axe vertical due à la houle) d'après [ALAVIA 2001]. Le roulis induit au pilote une fausse impression lui faisant agir sur le contrôle latéral et impliquant des appontages sur une roue ou décentrés. Du fait du bras de levier entre le centre de gravité du navire et sa poupe, le tangage a un impact direct sur la levée de la poupe, un degré de tangage impliquant environ deux mètres de levée. Le lacet modifie l'orientation de l'axe de la piste et peut provoquer une réaction excessive du pilote, le faisant trop corriger. Le pilonnement est aussi très problématique, n'étant que peu décelable, et non amorti par les systèmes à bord. Sur le Charles de Gaulle, un système actif de stabilisation du roulis et de la gîte appelé SATRAP autorise les opérations aériennes jusqu'à des mers de force 5 [Météo France 2009], à comparer aux mers de force 4 des porte-avions de la génération précédente, le Clémenceau et le Foch [Kummer 1999]. A noter que les porte-avions de l'US Navy peuvent aussi mener des opérations aériennes par cet état de mer, mais ils pèsent 90000 tonnes alors que le Charles De Gaulle ne pèse que 42500 tonnes. Avec SATRAP, le navire peut se mettre face au vent plus facilement afin de mener les décollages et appontages, tout en conservant une gîte conforme aux opérations aériennes.

### 1.3.2.4 Aérologie autour du porte-avions

Lors d'un appontage, le porte-avions se met face au vent pour créer un vent relatif. Un bâtiment d'une telle taille, se déplaçant dans un air pouvant être agité, induit un sillage aérodynamique conséquent [Tai 1998]. Il y a tout d'abord le vent de l'atmosphère libre qui dépend des conditions climatiques. Un vent relatif se crée du fait de la composition du vent libre et du déplacement du bâtiment. Ce vent relatif entre en interaction avec le corps du porte-avions ainsi qu'avec ses superstructures, pour créer le sillage. Ce sillage est composé d'écoulements stationnaires et instationnaires, qui sont très dépendants de l'angle entre le vent relatif et l'axe du navire [Maslov 1998]. La géométrie du bâtiment génère une zone de fluide en dépression à l'avant, les côtés tranchants de l'avant du pont sont à l'origine de deux vortex, qui vont, soit aller rencontrer la superstructure ou se rencontrer un autre vortex créé le long du pont bâbord, comme représenté sur la Fig. 1.14a. A plus longue distance, cette géométrie très abrupte du porte-avions implique pour l'avion, d'abord un soulèvement, puis une aspiration le long de l'axe vertical (Fig. 1.14b). La superstructure participe au sillage en générant un vortex gênant l'approche car situé sur la trajectoire terminale. Des effets instationnaires se renforcent lorsqu'il y a des variations d'attitude et de pilonnement du navire générant des oscillations à basses fréquences dans les vortex [Shipman 2005]. Une modélisation des effets du sillage est disponible dans [spe 1997].

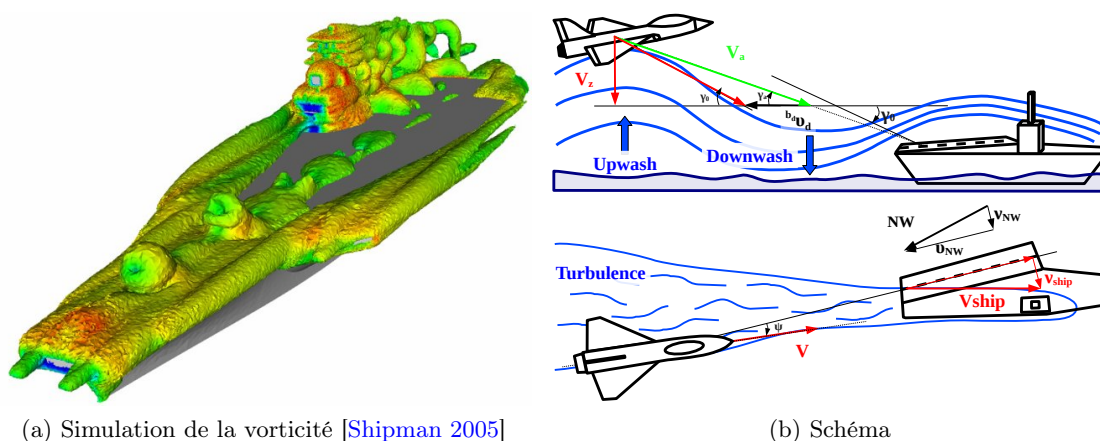


FIGURE 1.14 – Aérodynamique et turbulence à l'approche du porte-avions, créées par sa géométrie, son mouvement propre et le vent naturel.

### 1.3.3 Aides à l'appontage

Afin d'améliorer les performances à l'appontage, des aides sont présentes, qualifiées ici de passives ou d'actives [Smith 1991].

#### 1.3.3.1 Aides passives

Les aides passives sont principalement les marquages de la piste ou des éléments liés à la géométrie du bâtiment, qui vont augmenter la qualité de la perception des pilotes de leur état par rapport à la piste. Pour le suivi de la trajectoire verticale, un balisage en forme de triangle

est placé à l'extrémité de la piste, présenté Fig. 1.10. Il est utilisé comme repère visuel sur lequel le pilote doit placer deux réticules affichés sur son HUD : le repère de pente et le vecteur vitesse, présentés Fig. 1.15a. La différence entre le repère de pente et la base de la mire offre une appréciation statique du positionnement par rapport à la trajectoire alors que la différence du vecteur vitesse et la base de la mire fournit une information de tendance au pilote. Sur un cas concret comme présenté sur la Fig. 1.15a (prise depuis la caméra embarquée du Rafale, positionnée derrière le HUD), la position et la vitesse correspondantes sont illustrées sur la Fig. 1.15b. L'avion est au dessus de la trajectoire désirée et le pilote corrige en pointant son vecteur vitesse en dessous de la base de la mire, afin de se ramener sur la trajectoire adéquate. Cette méthode a l'avantage d'être très précise et peu sensible aux variations de tangage car la mire est située près de l'axe de tangage du porte-avions [ALAVIA 2001]. Cependant, dans des conditions climatiques difficiles avec d'importants mouvements de plateforme, il ne prend pas en compte la contrainte de la garde à l'arrondi et entraîne des oscillations autour de la trajectoire de descente désirée.

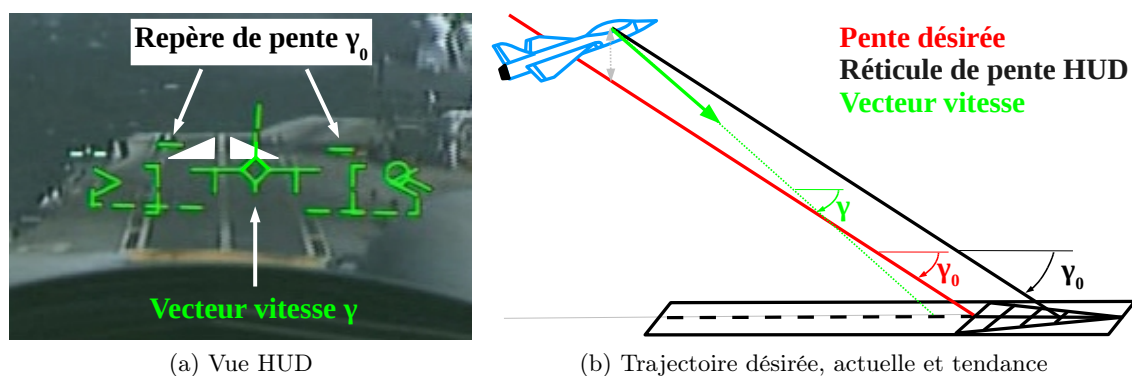


FIGURE 1.15 – Exemple de phase d'appontage, avec correspondance entre symbologie HUD et positionnement vertical de l'avion. Le repère de pente désirée  $\gamma_0$  (du HUD) et l'orientation du vecteur vitesse  $\gamma$  sont respectivement représentées en noir et en vert sur l'image et le schéma. La trajectoire à pente  $\gamma_0$  que l'avion doit suivre est elle visible sur le schéma. L'avion est donc au-dessus de la trajectoire avec une tendance de rapprochement.

Pour l'alignement, l'axe et les bords de la piste apportent une information comme dans le cas d'une piste terrestre, mais moins représentative de sa position et de son orientation relatives du fait de la courte longueur de la piste. La perception de l'écart latéral peut être renforcée par la *drop line*, ligne verticale située à la poupe du navire. La cassure que fait l'axe du pont et la *drop line* permet d'apprécier de manière très précise l'erreur latérale. Sur les porte-avions de l'US Navy, cette ligne est peinte et pourvue d'un système d'éclairage (Fig. 1.16a) tandis que sur le Charles de Gaulle, seul le balisage nocturne est présent comme illustré Fig. 1.16b. Elle est employée pour les appontages de faible visibilité [ALAVIA 2001].

### 1.3.3.2 Aides actives

Sur tous les porte-avions modernes, un miroir d'appontage est positionné à bâbord au trois-quart de la piste d'appontage (Fig. 1.10). Il est réglable en fonction de l'avion en approche et des conditions de vent sur le pont [Chief of naval operations 1997, ALAVIA 2001]. Ce miroir



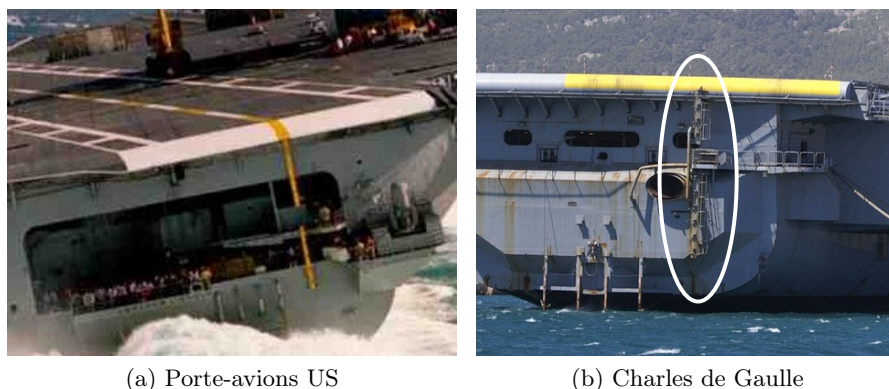


FIGURE 1.16 – La *drop line*, utilisée pour le contrôle latéral par deux aéronavales.

fournit une référence sur la trajectoire verticale au pilote. Celui du Charles de Gaulle est composé d'une ligne horizontale de lampes vertes (Fig. 1.17b), matérialisant la pente à suivre, et de six modules. Ces modules servent à indiquer la position de l'avion par rapport à la pente à suivre. Le miroir possède différents réglages en inclinaison et en position afin de faire apponter l'avion à pente aérodynamique constante, comme présenté en Section 1.3.1. De plus, il est stabilisé pour annuler, autant que possible, le tangage et le roulis. Si le miroir principal est en panne ou si les conditions climatiques sont vraiment critiques (tangage et roulis avoisinant respectivement les  $1^\circ$  et  $2^\circ$ ), il existe un miroir de secours, commandé en manuel par l'officier d'appontage.

Ces aides actives sont utiles pour le pilote mais elles sont nécessairement complétées par la présence d'un officier d'appontage, situé à bâbord (Fig. 1.17a), donnant des conseils et éventuellement des ordres de *wave-off* (désengagement de la phase d'approche). Il a une importance primordiale pour les opérations. Son comportement a même été récemment modélisé dans [Shi 2006] pour l'inclure dans un environnement de simulation. Pour l'aider dans la surveillance de la trajectoire de l'avion, un système dénommé DALAS est présent [Vu 1991, ALAVIA 2001]. Il apparaît à gauche de la photo de la Fig. 1.17b. Il est composé d'une caméra dans le domaine visible, d'une caméra Murène dans le domaine infrarouge et d'un laser. Le laser assure la fonction télémètre-écartomètre par rapport à la trajectoire désirée ; il suit le réflecteur installé sur le train avant de l'avion (Fig. 1.17c). Il est très précis pour l'estimation de la position ou de la vitesse [ALAVIA 2001], d'ailleurs, il fut un temps envisagé de s'en servir pour un système d'appontage automatique [Vu 1991]. Il est cependant sensible aux conditions climatiques. Un suivi basé sur les capteurs de vision est aussi employé dans des modes dégradés du DALAS. Comme présenté Fig. 1.17d, on peut y voir un réticule présentant la trajectoire à suivre. On notera la faible précision lors de la trajectoire finale, du fait d'un défaut de parallaxe. Un système équivalent au DALAS a été étudié pour les porte-avions chinois [Xu 2004].

A noter aussi l'usage de lunettes de vision nocturnes à intensification de lumière et de capteurs FLIR (Forward Looking InfraRed) [Antonio 1991] dans l'US Navy. Il a été envisagé d'utiliser l'optronique infrarouge pour l'appontage dans un cadre opérationnel pour le futur chasseur américain F35 avec son optronique DAS (Distributed Aperture System), fournissant les images présentées Fig. 1.18. Toutefois, d'après [Jean 2011], la visibilité est tout de

même sensiblement diminuée par conditions climatiques difficiles et la résolution spatiale du capteur frontal, utilisé pour l'appontage, n'est pas assez importante et n'offre pas d'avantage significatif par rapport à des capteurs de vision nocturne. De plus, un point potentiellement problématique est lié aux facteurs humains. En effet, la représentation en infrarouge est bien différente de celle du visible, et des questions se posent sur la capacité de passer rapidement de l'une à l'autre. Par exemple, les marquages du pont d'envol se distinguent nettement moins bien qu'en visible.

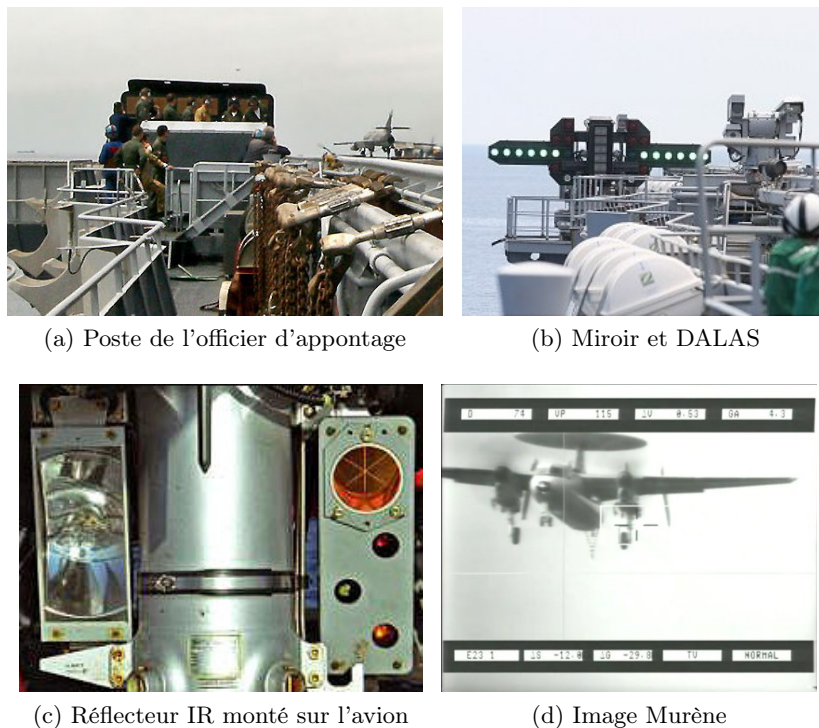


FIGURE 1.17 – Des systèmes d'aides à l'appontage liés à l'homme, que ce soit le pilote ou l'officier d'appontage.

### 1.3.4 Systèmes automatiques d'appontage

Des dispositifs d'appontage automatique existent dans la marine américaine depuis le milieu des années cinquante au stade de prototype, et ont été ensuite employés opérationnellement au début des années soixante. Afin d'améliorer la fiabilité et gérer l'obsolescence des composants, certaines parties du système ont été refondues [Femiano , Loeb 1970]. Néanmoins, le système SPN-46 repose sur un même principe : deux radars situés sur le porte-avions (présentés Fig. 1.19a) suivent l'avion en azimuth et en élévation. Prenant en compte les corrections dues aux mouvements du porte-avions [Huff 1991], des commandes sont calculées à bord et envoyées à l'avion par liaison radio UHF, l'autopilote interne de l'avion s'occupant de les appliquer [Navy 1993]. Trois modes du système existent, allant du suivi vocal de l'officier d'appontage à l'appontage automatique, en passant par la présentation d'indications de consignes sur HUD. Dans le futur, le système SPN-46, comme d'autres systèmes de navigation terrestre

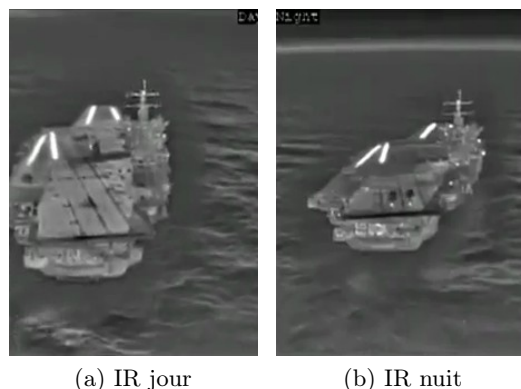


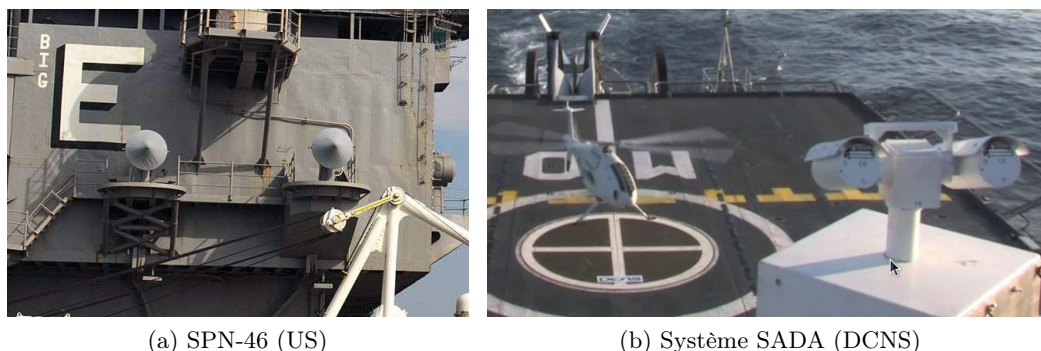
FIGURE 1.18 – Images infrarouges du capteur frontal du DAS du F-35 lors de passages bas au dessus d'un porte-avions de jour et de nuit. La modalité infrarouge dans la bande MWIR apparaît comme invariante aux conditions d'illuminations, du moins par temps dégagé. Source Northrop Grumman.

ou maritime, sera remplacé par le JPALS (Joint Precision Approach and Landing System). Le JPALS sera basé sur un GPS différentiel [Wood 2009] et sera pourvu d'une fonctionnalité permettant l'appontage automatique [Sweyer 2003, Rife 2008, Gebre-Egziabher 2010]. On peut aussi noter l'intérêt de la Chine pour un tel système, marquée par des études techniques dans la littérature [Qi-Dan 2009].

L'appontage automatique s'étend aussi vers les hélicoptères et spécialement les drones hélicoptères; souvent embarqués sur des petits navires, donc plus soumis aux éléments, ils nécessitent un système d'appontage automatique. De nombreuses études portent sur cette application. Le système Deckfinder d'EADS Astrium utilise des balises électromagnétiques positionnées sur la frégate afin que le drone hélicoptère calcule sa position relative. Le système D2AD de Thales repose sur une autre technologie pour estimer sa position relative : une balise est montée sur l'hélicoptère et des récepteurs sur la frégate. Enfin, la Fig. 1.19b présente l'appontage d'un drone S-100 Camcopter de Schiebel sur un navire de la Marine Nationale basé sur le Système d'Appontage et de Décollage Automatique (SADA). Ce système repose sur une caméra stéréoscopique infrarouge montée sur une tourelle *Pan-Tilt*. Grâce à des sources infrarouges positionnées de chaque côté du drone, le système estime la position du drone et cette dernière entre dans un schéma de commande après une transmission radio à l'aéronef. À la connaissance de l'auteur, ce système est le premier à utiliser un capteur de vision pour réaliser des appontages de drones sur un navire de manière quasi-opérationnelle. Ce document étudiera une autre approche où la caméra sera embarquée sur l'avion.

## 1.4 Capteurs

Un avion de combat ou un drone est pourvu d'un nombre important de capteurs qu'ils soient proprioceptif, lié à l'état interne de l'avion, ou extéroceptif, donnant des informations par rapport à son environnement. On se contentera, dans cette partie, de présenter les capteurs utilisables pour notre application et liés à notre méthode de détection et de suivi, présentée dans le Chapitre 2.



(a) SPN-46 (US)

(b) Système SADA (DCNS)

FIGURE 1.19 – Systèmes automatiques d’apportage opérationnel dans l’US Navy(a) ou en expérimentation dans la Marine Nationale (b).

### 1.4.1 Le système TACAN

Le système TACAN (TACTical Air Navigation) est un système reposant sur une balise placée, dans notre application, sur le porte-avions et sur un transpondeur situé sur l’avion, fournissant des informations de distance et d’angle entre les deux. Il est l’équivalent militaire du système civil VOR-DME. Le système est un dérivé d’un radar et a le mode opératoire suivant : le transpondeur de l’avion va émettre une requête qui va être reçue et renvoyée par la balise du porte-avions afin d’estimer la distance entre les deux ; la mesure de l’angle est quant à elle obtenue par une modulation de l’amplitude du signal de la balise TACAN anisotrope suivant son azimut. D’autres sous-systèmes viennent compléter ce fonctionnement afin d’améliorer les mesures [Navy 1994]. Dans notre application, ce capteur sera employé lors de la phase d’initialisation des algorithmes de vision. Cependant la précision du système TACAN est limitée à  $\pm 1$  degrés en angle et  $\pm 0.1$ nm en distance d’après [DoD 2001].

### 1.4.2 Centrale inertielle

En aéronautique, une centrale inertielle (CI) est un système de navigation fournissant l’attitude, le vecteur vitesse et la position d’un objet. La technologie actuelle utilise trois accéléromètres et trois gyromètres fixés sur la plateforme. Ces mesures vont être intégrées et combinées afin d’aboutir au calcul des données. De par le mode de calcul et des précisions attendues, ces capteurs sont caractérisés par un biais et un bruit très faibles. Des magnétomètres peuvent venir compléter les autres capteurs afin d’avoir une référence par rapport au pôle magnétique de la Terre. Les informations de ce capteur, utilisées par notre loi de commande, sont l’attitude de l’aéronef composée des angles d’Euler  $\psi, \theta, \phi$  dans le repère  $\mathcal{F}_{NED}$  et ses vitesses de rotation  $p, q, r$  dans le repère avion  $\mathcal{F}_b$ , tel que présentées sur la Fig. 1.20. Le repère terrestre "NED" (North, East, Down) est positionné en un point quelconque du globe terrestre et est orienté de manière que les axes  $x, y$  et  $z$  pointent respectivement vers le Nord, l’Est et le centre de la Terre.

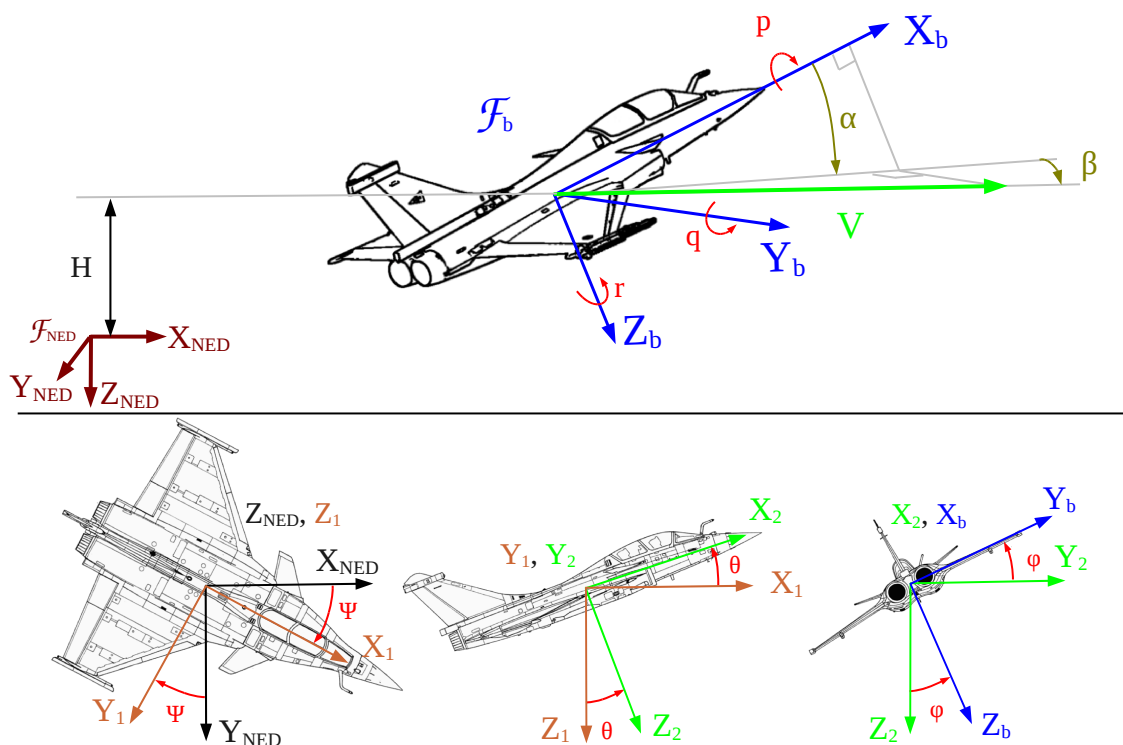


FIGURE 1.20 – Repères monde et avion et représentation des rotations par les angles d'Euler

### 1.4.3 Sondes

La sonde Pitot mesure la vitesse aérodynamique. Cet équipement est un tube pourvu de prises de pression placées respectivement à une extrémité et autour du tube. Le trou d'extrémité capte la pression totale, somme de la pression dynamique (liée à la vitesse de l'avion) et de la pression statique (liée à l'altitude). Les prises de pression statiques permettent d'estimer la pression dynamique. A partir des mesures de pression et en prenant en compte différentes corrections, liées à la compressibilité de l'air et aux erreurs des instruments, la vitesse aérodynamique  $V$  dite "vraie" est obtenue. Les mesures d'incidence et de dérapage proviennent de sondes AOA (Angle Of Attack). Une sonde AOA est constituée d'une ailette prise dans l'écoulement de l'air. Par l'orientation de l'ailette et le positionnement des sondes sur la cellule de l'avion, les angles d'incidence  $\alpha$  et de dérapage  $\beta$  sont déterminés et illustrés Fig. 1.20. La vitesse aérodynamique et l'angle d'incidence doivent être correctement mesurés car les caractéristiques aérodynamique d'un avion dépendent largement de ces variables.

### 1.4.4 Radio-altimètre

Un radio-altimètre est un radar utilisé pour mesurer la hauteur  $H$  de l'avion par rapport au sol ou à l'eau. Un signal est émis et réfléchi par le sol ou la mer, le temps de vol correspondant à la hauteur. Des sophistications sont ajoutées afin d'être, à la fois, robuste à un éventuel brouillage et discret.



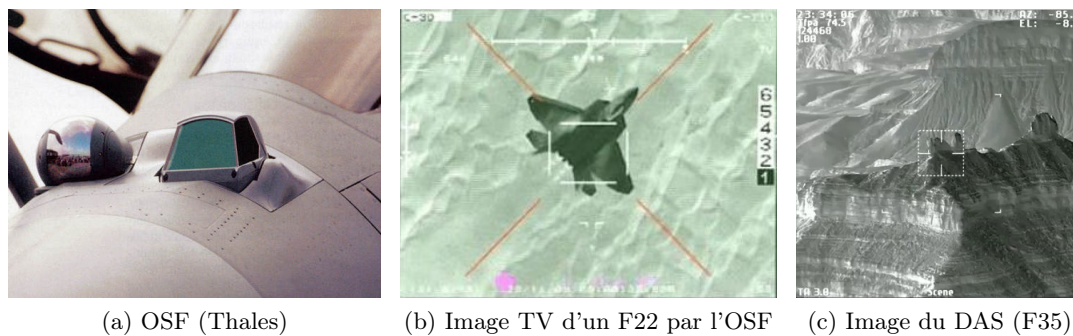


FIGURE 1.21 – Capteur InfraRed Search and Track (IRST)

### 1.4.5 Optronique

Les capteurs dits optroniques (constitués d'une optique, d'une électronique de traitement et de commande) permettent de réaliser des tâches de reconnaissance, de désignation, de détection et de surveillance dans des applications aéronautiques, terrestres, maritimes et spatiales [Dansac 1994].

On s'intéressera ici aux capteurs embarqués sur les avions et drones. Il en existe de plusieurs types, ayant chacun une fonction distincte et ils présentent des performances très élevées (il est vrai pour un coût élevé lui aussi). Ces capteurs optroniques travaillent dans une portion du domaine électromagnétique allant de l'ultra-violet (pour certains détecteurs de missiles) à l'infrarouge très lointain. Les catégories des bandes présentées par la suite sont restreintes du visible à l'IR lointain, l'ultra-violet étant peu employé. Le domaine du visible est celui de l'œil humain, pour lequel le cerveau est habitué à raisonner. Il a une bonne transmission dans l'atmosphère mais est sensible aux conditions climatiques et à l'atténuation d'une atmosphère brumeuse et bien entendu à l'absence de lumière [Accetta 1993]. L'utilisation du domaine infrarouge permet de palier, en partie, ces limitations. Ce domaine se découpe en trois bandes avec des caractéristiques de transmission bien différentes : SWIR ( $1-3\mu\text{m}$ ), MWIR ( $3-5\mu\text{m}$ ), et LWIR ( $8-13\mu\text{m}$ ). Un capteur SWIR captera la réflexion du rayonnement ambiant sur un objet alors que le capteur LWIR captera le rayonnement lié à la chaleur de l'objet, MWIR étant considéré comme une composition entre les deux [Dansac 1994]. Les paragraphes suivants présentent des systèmes optroniques embarqués sur les avions de combat. Ces équipements sont constitués de capteurs intégrés dans le but de remplir une fonction de surveillance et de suivi, de désignation, de détection et de reconnaissance. Ils exploitent le même type de capteurs et possèdent des fonctionnalités qui se recouvrent parfois.

**FLIR.** L'équipement FLIR (Forward Looking InfraRed) est une caméra fonctionnant en infrarouge orientée vers l'avant et pourvue d'un champ de vue de l'ordre de 25 à 45 degrés. L'image qu'il fournit est projetée sur un écran ou sur le HUD pour aider le pilote lors de navigation de nuit ou par conditions de visibilité dégradée.

**Capteur de veille infrarouge.** L'IRST (InfraRed Search and Track) est un capteur de veille infrarouge, avec un champ de vue plus restreint, de l'ordre de 5 à 10 degrés, qui va continûment balayer à l'aide d'un dispositif mécanique un large champ de vue à la recherche

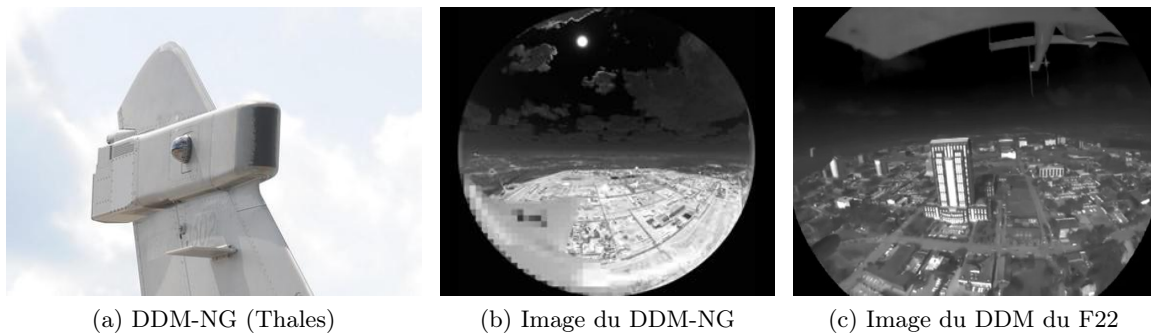


FIGURE 1.22 – Détecteur de missile

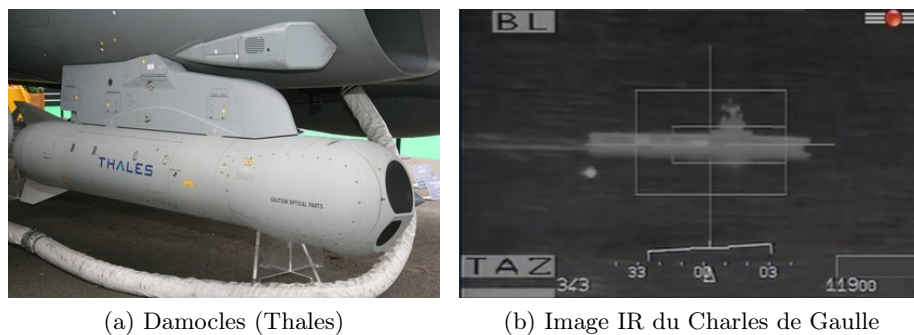


FIGURE 1.23 – Pod de désignation

d'éventuelles menaces provenant du ciel ou du sol (Fig. 1.21c). Les capacités de détection souvent évoquées sont de l'ordre de 50 à 70km. Le système OSF, monté devant le cockpit du Rafale (Fig. 1.21a), est équipé d'une voie fonctionnant dans le visible (Fig. 1.21b) associé avec un laser de télémétrie, et sur la voie infrarouge d'unIRST fournissant une capacité FLIR [Optronique 2008b]. Toutefois, d'après [Steuer 2011], dans la dernière évolution du Rafale, la voie infrarouge a été enlevée pour traiter des obsolescences ; elle devrait être réinstallée dans un futur standard.

**Détecteur de départ missile.** Le DDM-NG est doté d'une fonctionnalité complémentaire de celle de l'IRST. Il est situé à des positions maximisant le champ visuel, par exemple sur la dérive du Rafale, présenté Fig. 1.22a. Il est équipé de deux optiques à champ de vue large [MBDA 2008], positionnées de part et d'autre de la dérive. Ce type de capteurs fournit les images présentées Fig 1.22b et 1.22c provenant du DDM-NG et de son équivalent sur le F22 américain.

**Pod de désignation.** Les pods de désignation laser, comme le pod Damocles présenté Fig. 1.23a, sont des équipements guidant des bombes laser vers leurs objectifs. La bombe, équipée d'un capteur sensible à la longueur d'onde du laser, s'asservit sur la tâche laser réfléchiée par la cible. La précision est de l'ordre du mètre mais est dépendante des conditions climatiques. Outre le laser de désignation, les pods sont aussi pourvus de capteurs dans le domaine visible et/ou infrarouge, voire même de FLIR [Optronique 2008a]. Ces capteurs servent de retour

visuel pour le pilote afin de pointer le laser vers l'objectif. Les champs de vue disponibles sur ce pod sont de 26 degrés pour le FLIR, et de 4 et 1 degrés pour la voie infrarouge, permettant de distinguer des objectifs jusqu'à une cinquantaine de kilomètres. Ainsi sur la Fig. 1.23b, le porte-avions Charles de Gaulle apparaît dans l'image, la petite tâche blanche à gauche en bas du bâtiment étant l'hélicoptère "Pedro" qui surveille le bon déroulement des opérations aériennes. Ainsi ces pods fournissent, en plus de la capacité de désignation, celles de navigation et de reconnaissance.

Un avion de combat possède de nombreux capteurs de grande précision dont des capteurs de vision. Ces derniers sont exploités de manière intensive par les applications aéronautiques qui sont détaillées dans la section suivante.

## 1.5 Les applications de la vision en aéronautique

Le capteur de vision, de par sa capacité à fournir une information riche, est employé pour la navigation et la commande d'engins volants, là où d'autres capteurs de localisation, comme le GPS ou le radar, sont inopérants ou mal adaptés compte tenu de l'environnement ou de contraintes embarquées (taille, masse, consommation). Cependant, ce senseur est caractérisé par une certaine complexité algorithmique et nécessite d'importantes ressources en calcul pour extraire des informations. Cette remarque ne s'applique pas aux approches bio-inspirées basées sur des capteurs simples, nécessitant peu de traitements [Ruffier 2004, Beyeler 2009]. Pour les capteurs de vision plus complexes, comme des caméras, les méthodes de traitement sont maintenant bien maîtrisées, permettant l'embarquement d'un tel capteur et son intégration dans un schéma de commande d'un engin volant pour réaliser une tâche nécessitant une haute fiabilité.

Parmi les nombreuses applications de la vision pour la navigation d'engins volants, la première et sans aucun doute la plus simple, est la fourniture d'un retour visuel à l'opérateur, ne nécessitant que la transmission des données et l'affichage des images sur un écran. L'application de génération *offline* automatique de mosaïques à partir de prises de vue réalisées par un aéronef est maintenant très utilisée par les opérationnels afin de créer des modèles 3D texturés, toutefois la carte générée ne sert pas immédiatement pour la navigation.

Depuis une vingtaine d'années, les capteurs de vision, comme les caméras, sont intégrés dans un schéma de commande. Toutefois, l'usage de la vision pour commander un engin volant est bien plus ancien. En effet, le guidage de missile air-air est sans doute la première utilisation d'un capteur de vision dans une boucle de contrôle et date du début de la Guerre Froide. Certes les premiers capteurs étaient loin de fournir une image puisqu'il s'agissait d'un simple "pixel" sensible à la chaleur émise par le réacteur, monté sur une plateforme qui était asservie pour guider le missile vers une cible [Dansac 1994]. Par la suite, les bombes guidées par laser firent leur apparition lors des années 1970, le principe était le même, avec plus de pixels sensibles au laser de guidage du pod de désignation laser [Optronique 2008a]. À l'heure actuelle, de véritables capteurs de vision fournissent une image, souvent infrarouge, qui est traitée pour obtenir la localisation relative à l'aide d'une image stockée en mémoire, telle celle présentée Fig. 1.24a. Ce mode de guidage permet d'obtenir une précision métrique [Legrand 2010] tout en bénéficiant d'un guidage terminal autonome indépendant du positionnement GPS,



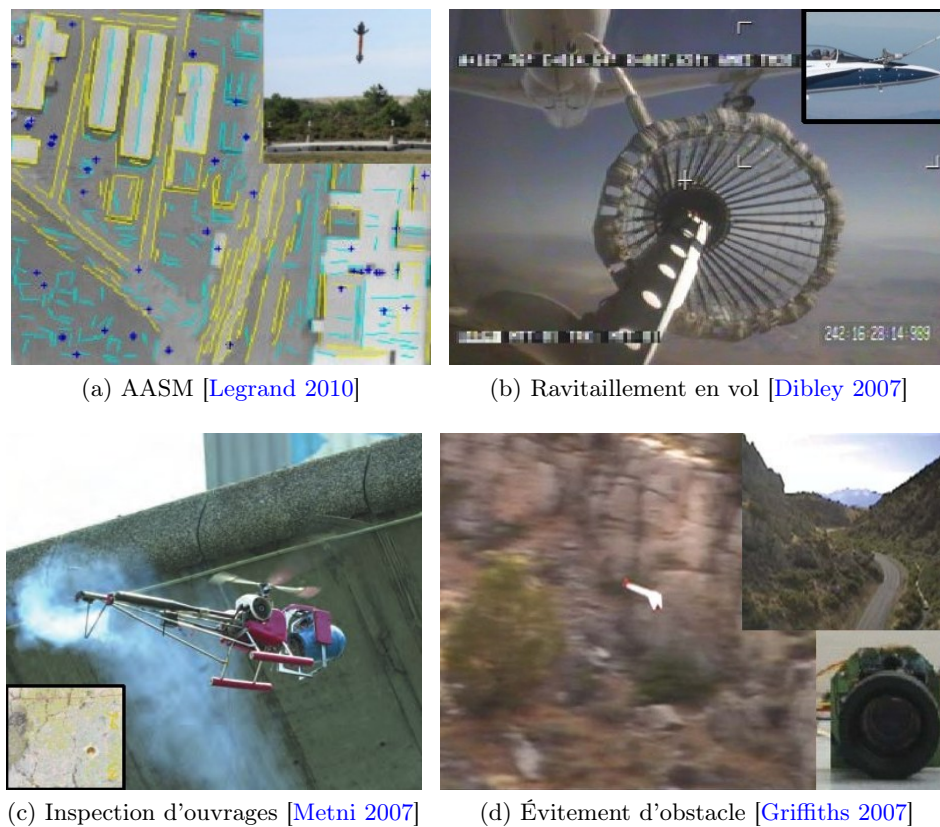


FIGURE 1.24 – Quelques applications de la vision en aéronautique.

ce dernier pouvant être éventuellement brouillé. Les techniques de vision et l'usage de données inertielles ont aussi été intégrées dans la stabilisation de caméra pourvue de degrés de liberté, employée pour la surveillance et la désignation d'objectifs [Masten 2008, Hurak 2012]. Toujours dans le domaine militaire, mais à un stade plus exploratoire, le ravitaillement en vol, par panier ou par perche commandée depuis l'avion ravitailleur, nécessite une localisation relative pour que l'aéronef puisse soit placer sa perche dans le panier, soit conserver une position relative constante. La méthode généralement appliquée est de guider l'appareil par GPS différentiel pour l'approche et d'utiliser, en complément, la vision pour se localiser par rapport au ravitailleur [Mammarella 2008] et pour suivre le panier de ravitaillement [Kimmett 2002, Valasek 2005, Dibley 2007].

La vision en aéronautique et robotique aérienne trouve aussi des applications de navigation dans le domaine civil [Campoy 2009, Bruggemann 2011]. La navigation autour d'ouvrages d'art [Metni 2007, Derkx 2008], illustrée Fig. 1.24c, et le suivi de lignes électriques [Golightly 2005] ne sont que quelques exemples d'applications dont les méthodologies ont été appliquées pour la surveillance et l'inspection de routes. [Silveira 2001] étudie en simulation le suivi de route par un dirigeable. [Rathinam 2005] propose le suivi d'objets linéiques (routes, pipelines) à l'aide d'un capteur monté sur un drone. Dans le cas de [Egbert 2007], le suivi de route s'effectue avec une caméra fixe, nécessitant la prise en compte de la dynamique de l'avion pour ne pas perdre la route du champ de vision.

La navigation autonome de drones profiterait de l'usage de module d'évitement d'obstacles pour faciliter l'intégration d'avions non pilotés dans le trafic aérien [Geyer 2008]. Le capteur de vision du fait de sa masse réduite et de sa capacité à surveiller un large champ de vue a été étudié pour l'évitement d'obstacles par [He 2006, Lee 2011]. D'une manière plus générale, ce capteur peut aussi venir en complément du guidage classique par capteurs inertiels ou GPS ou en hybridation avec ces derniers [Kaminer 1999, Pham 2009].

Des techniques de commande inspirées par le comportement des animaux, notamment les insectes [Srinivasan 2000, Chahl 2004], ont été mis en œuvre à l'aide de capteurs de vision rudimentaires [Ruffier 2004, Zufferey 2007]. Un capteur spécifique a été conçu par [Ruffier 2004] et a été évalué sur une plate-forme pour le décollage, le suivi de terrain et l'atterrissage. Utilisant trois capteurs linéaires du commerce, [Zufferey 2007] les a intégré sur un avion de dix grammes et a réalisé des vols dans des environnements clos nécessitant l'évitement des murs. Ce type de capteur rudimentaire a été employé à l'extérieur. Par exemple, dans [Griffiths 2007, Beyeler 2009], un petit drone équipé de capteurs de souris optique navigue dans des canyons (voir Fig. 1.24d) ou sur un terrain pourvu d'arbres. Un guidage par points de passage a été créé par l'opérateur et la vision permet d'éviter la collision avec des obstacles non pris en compte.

Le suivi de véhicules ou de points mobiles sont des thèmes abordés par [Dobrokhodov 2006, Li 2010], la vision servant à localiser le mobile dans l'espace, estimer son mouvement et donner des consignes à la commande. Ces techniques ont été testées en vol sur des drones du commerce par [Whitacre 2007, Oliveira 2012] pour différentes conditions de vol.

Une autre application, dans le domaine du spatial, concerne l'atterrissage de sonde interplanétaire par la vision, étudié par la NASA et l'université du Minnesota dans [Mourikis 2007]. La localisation utilise la fusion par filtre de Kalman entre des amers naturels dont la position est connue à l'aide d'une carte embarquée (3D et texturée) et des points quelconques utilisés pour le suivi d'une image à l'autre. [Van Pham 2012] propose de localiser la sonde par rapport à des images prises depuis l'orbite à l'aide d'un filtre prenant en compte l'image courante et les capteurs inertiels.

Enfin, l'atterrissage basé vision d'avions ou d'hélicoptères fait l'objet d'intenses recherches pour une utilisation où les capteurs de localisation classiques ne sont pas disponibles. Concernant les petits drones, la taille et le poids limités du capteur de vision sont un atout supplémentaire. Une part importante des travaux concernant l'atterrissage ont pour objet les drones hélicoptères [Shakernia 1999a, Sharp 2001] avec l'usage de marqueurs [Proctor 2005] ou en environnement naturel [Cesetti 2010]. [Hérissé 2012, Lee 2012] ont traité de l'appontage d'hélicoptères sur des surfaces mobiles. Pour les avions à voilure fixe, l'usage de la vision permettrait d'étendre l'atterrissage automatique aux avions d'affaires et à l'aviation générale sur des terrains non pourvus d'ILS (Instrument Landing System) [Charnley 1958, Sanders 1973] et avec des conditions de visibilité réduite. Des études ont porté sur le choix du capteur le plus adapté entre des imageurs du domaine visible, infrarouge ou électromagnétique [Absi 1993, Norris Jr 1999] et ont bénéficié des recherches sur les dispositifs d'amélioration de la visibilité [Grimberg 2001]. Les premières études de l'atterrissage automatique par vision ont porté sur l'utilisation de la forme de piste ou de son éclairage [Dickmanns 1992, Chatterji 1998] pour estimer la position de l'avion par rapport à la piste [Korn 2000]. Des commandes utilisant les informations visuelles de l'image ont été proposées par [Rives 2002, Miller 2008, Le Bras 2009]. L'atterrissage basé vision a été l'un des objets d'étude du projet européen Pégase [Dassault Aviation 2009], dans lequel des algorithmes de

vision et de commande ont été étudiés et comparés. La présentation des techniques de vision et de commande concernant cette application sera approfondie dans les Sections 2.3.1 et 3.2.

La vision couvre un champ important d'applications en aéronautique et robotique aérienne, dans lesquelles les capteurs classiques de localisation ne sont pas adaptés. La section suivante pose le cadre et les hypothèses de l'étude détaillée dans ce document.

## 1.6 Cadre de l'étude

Comme cela a déjà été évoqué en introduction, l'objectif de cette étude est de réaliser l'appontage automatique d'un avion piloté ou d'un drone à l'aide d'un capteur de vision et d'évaluer ses performances pour différents états de mer, conditions de visibilité et de vent. Cette méthode se pose en complément ou en remplacement des systèmes d'appontage automatiques classiques. En effet, comme présenté dans la section précédente, la vision est déjà employée pour un large spectre d'applications aéronautiques. De plus, dans le futur, tous les aéronefs pilotés ou non pilotés embarqueront des capteurs de vision pour la réalisation de leur mission et ils pourront donc être mis à profit pour la tâche d'appontage. Enfin, en aéronautique, les phases critiques sont souvent réalisées par des systèmes de technologie différente pour assurer la robustesse aux défaillances.

### 1.6.1 Hypothèses

Cette étude s'applique aux avions pilotés et aux drones. Cependant, afin d'inscrire cette étude dans un contexte aéronaval connu concernant les capteurs et les procédures, on considère un avion de chasse de type Rafale. Cet avion doit apponter en suivant une trajectoire basse visibilité telle que celle présentée en Section 1.3.1. Cette approche débute à 4nm, soit 7.4km, du porte-avions. La route suivie par le porte-avions sera supposée connue, par exemple transmis par liaison de données L16.

Les capteurs utilisés et les hypothèses associées sont :

- La centrale inertielle (CI) fournit les vitesses de l'avion par rapport au sol et par rapport à l'air, ainsi que l'attitude de l'avion. Ces données mesurées sont supposées parfaites.
- Les sondes pitot et AOA mesurent respectivement la vitesse aérodynamique  $V$  et l'angle d'incidence  $\alpha$ . Ces données mesurées sont supposées parfaites.
- Le radio-altimètre fournit la hauteur par rapport à la mer. La mesure est supposée parfaite.
- Le transpondeur TACAN calcule la distance et l'orientation relative au porte-avions. Ces mesures sont respectivement caractérisées par une précision  $2\sigma$  de 0.1 nm et 1 degré.
- Le capteur de vision choisi est la caméra du pod Damoclès disposant de champs de vue de 1 et 4 degrés et d'une architecture *Roll-Tilt*. On étendra l'étude à l'emploi d'architecture *Pan-Tilt*, similaire à celle de l'OSF dont la fonction aurait mieux convenue à notre application mais dont on ne possède que peu d'informations.

Concernant les capteurs considérés comme parfaits, cette hypothèse est formulée afin de déterminer de manière indépendante l'effet de la vision et de ses traitements sur la boucle de commande.

Dans cette étude, le système est voulu le plus autonome possible, ce qui implique une minimisation des communications entre le porte-avions et l'avion piloté ou le drone et donc une large utilisation de la vision pour prendre en compte les contraintes de l'appontage. Au début de la mise en œuvre du système d'appontage par vision, les seules informations transmises sont le cap du porte-avions, fourni par L16, et la distance et l'orientation relatives au navire transmises par le TACAN.

### 1.6.2 Découpage de l'étude

Partant des hypothèses précédemment émises sur l'utilisation des capteurs de l'avion, cette étude va s'intéresser aux thématiques illustrées Fig. 1.25 et qui sont :

- la détection du porte-avions dans l'image, à l'aide d'un *a priori* fourni par la balise TACAN. Cette fonction sera étudiée dans le Chapitre 2.
- le suivi du porte-avions dans la séquence d'images acquises par le capteur de vision. Cette fonction sera également étudiée dans le Chapitre 2.
- et la commande de l'avion et de la caméra orientable en utilisant des informations visuelles fournies par le module de suivi. Cette fonction sera étudiée dans le Chapitre 3.

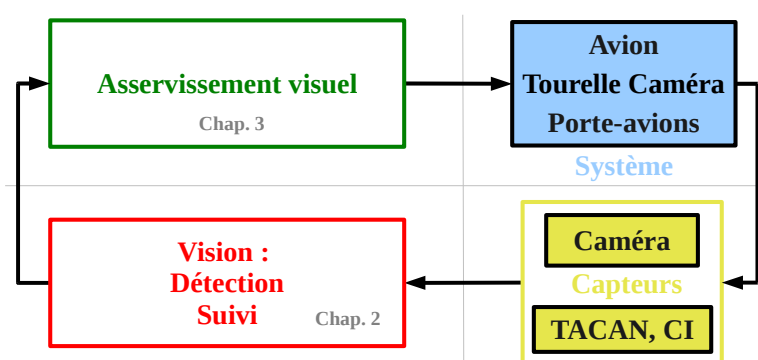


FIGURE 1.25 – Modélisation simplifiée de l'appontage par asservissement visuel

La partie suivante souligne l'importance de disposer de séquences réelles pour la validation des méthodes de vision et la difficulté de les obtenir.

### 1.6.3 De la difficulté d'obtention des séquences réelles

De par les techniques de vision employées, cette étude d'un système d'appontage basé vision nécessite de valider les techniques proposées sur des images réelles. Les vidéos recherchées sont difficiles à obtenir : elles doivent conjuguer un capteur et une trajectoire compatibles avec l'application de l'appontage. Comme présenté précédemment, le capteur serait celui d'un pod de désignation laser ou d'un IRST (dans le domaine visible ou infrarouge) et la trajectoire serait celle d'une approche par faible visibilité, caractérisée par une longue percée vers le porte-avions suivant une pente de descente très faible, comme présenté Section 1.3.1. Contrairement à ce qui pourrait être supposé, la difficulté d'obtention ne vient pas de la confidentialité du domaine étudié, mais plutôt du fait que le besoin de ce type de vidéos n'existe pas. En effet, lors de l'appontage, les optiques sont verrouillées afin de les protéger du choc au moment de

l'impact. C'est pourquoi nous n'avons pas obtenu de vidéos répondant exactement à notre besoin.

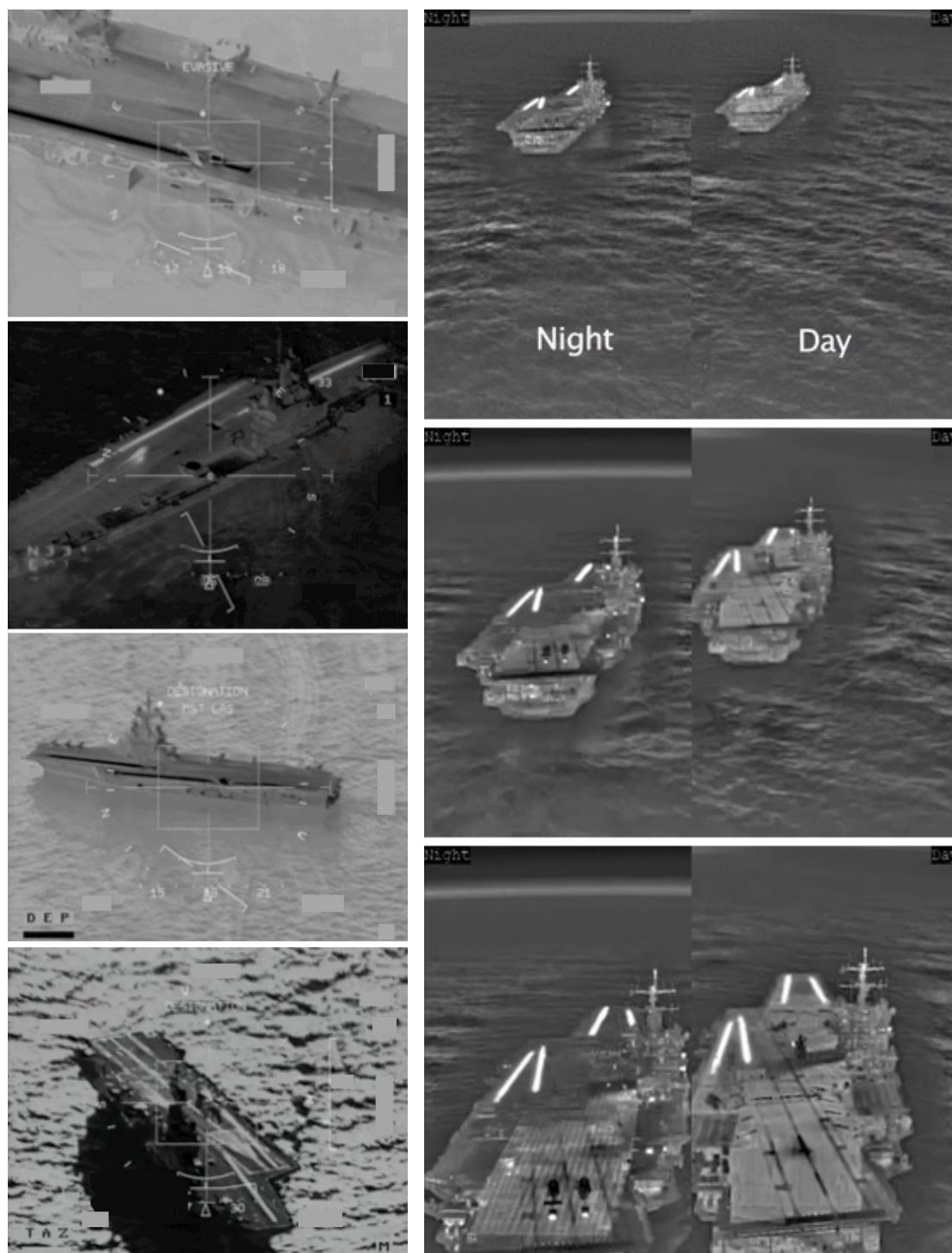
Les vidéos auxquelles nous avons eu accès ne répondent qu'en partie à nos exigences. En effet, les appontages filmés depuis le cockpit sont relativement nombreux sur Internet mais la résolution des séquences est généralement nettement insuffisante pour valider nos méthodes. De plus, les caméras employées ont des champs de vue d'une valeur de l'ordre de 45 à 60 degrés, peu représentatifs de la classe 1 à 4 degrés nécessaires pour couvrir l'étendue du domaine d'appontage. Ainsi les captures de vidéos illustrées Figs. 1.26a et 1.26b ne permettent que des évaluations très courtes. Les séquences A et B ont été extraites d'un documentaire télévisé [Sevaistre 2009].



FIGURE 1.26 – Séquences dans le domaine visible

Des séquences ont été fournies par la Mission pour la Recherche et l'Innovation Scientifique (MRIS) de la Direction Générale de l'Armement (DGA) et ont été présentées Fig. 1.12. Elles ont été enregistrées depuis une caméra embarquée dans un cockpit de Rafale. Bien que présentant un intérêt pour évaluer les effets de la luminosité, elles ne sont que peu exploitables





(a) Source Marine Nationale

(b) Séquences C et D [Grumman 2010]

FIGURE 1.27 – Séquences dans le domaine infrarouge

pour la validation des algorithmes, en partie à cause de la surimpression du HUD.

Des captures de vidéos enregistrées par la caméra infrarouge d'un pod de désignation laser provenant de la Marine Nationale sont illustrées Fig. 1.27a. Dans ce cas-ci, le capteur utilisé correspond à celui de notre étude mais la trajectoire de prise de vue n'est pas représentative de l'appontage et le porte-avions ne bouge que peu dans la séquence d'images. Ces vidéos sont employées pour l'évaluation des catapultages. Elles ont été prises à bord d'un avion survolant le porte-avions Charles de Gaulle et surveillant les opérations. Ces séquences permettent toutefois d'analyser le contenu de l'image et d'évaluer ce qui est discernable pour des images de modalité infrarouge. Tout en n'ayant que peu d'informations sur les heures, les lieux et les conditions climatiques des prises de vue, on remarque les points suivants :

- Les catapultes du porte-avions se distinguent clairement du fait de leur fort échauffement.
- Les marquages du pont sont présents mais peu discernables en infrarouge (MWIR) par rapport à la modalité visible. La couleur blanche emmagasine moins de chaleur que le revêtement foncé du pont.
- La silhouette du bâtiment se découpe bien par rapport à la mer.

De cette succincte analyse, on peut avancer que les méthodes développées restent valides pour ce type d'images, moyennant certaines adaptations.

Les séquences C et D se rapprochant de nos besoins ont été extraites d'une vidéo de promotion de la société américaine Northrop Grumman, disponible sur Internet [Grumman 2010] et illustrée Fig. 1.27b. Cette séquence a été enregistrée à l'aide d'un des capteurs infrarouge du système optronique du chasseur américain F-35, pourvu d'un champ de vue de l'ordre de 60 degrés et représente deux approches vers un porte-avions américain durant la nuit et le jour. On observe une relative invariance des contours entre le jour et la nuit. On notera les éléments suivants :

- Les catapultes à vapeur sont toujours très visibles.
- Les marquages de la première partie de la piste présentent des contours.
- Un halo est présent autour du porte-avions, probablement dû à l'échauffement de l'air entourant le navire.
- La structure principale du navire se distingue par une zone centrale du pont plus claire du fait de l'échauffement interne et de la structure du navire. Pour la séquence de nuit, des stries sont visibles sur la zone centrale et sont attribuées aux longerons de la structure de la piste.

De ces remarques préliminaires, on déduit que les seules vidéos réellement représentatives et donc exploitables pour l'évaluation des méthodes de détection et de suivi sont les séquences A, B, C et D, présentées Figs. 1.26a, 1.26b et 1.27b. Certaines de ces vidéos sont consultables sur le site Internet <sup>5</sup> de l'équipe Lagadic de l'Inria.

La rareté de ces vidéos réelles et l'impossibilité de tester des méthodes de commande soulignent le besoin de travailler avec un simulateur réaliste pour effectuer des évaluations. Ce simulateur est présenté dans la section suivante.

---

5. <http://www.irisa.fr/lagadic/team/Laurent.Coutard-fra.html>

### 1.6.4 À la nécessité d'un environnement de simulation

Pour étudier les méthodes de détection, de suivi et de commande, il est nécessaire d'employer un simulateur représentatif du comportement de l'avion et capable de générer des images réalistes qui seront utilisées par les méthodes de vision. Ainsi on pourra faire varier différents paramètres de la simulation pour évaluer leurs effets sur nos méthodes et on pourra étudier la chaîne complète de traitements sans recourir à de coûteux, et complexes à mettre en œuvre, essais en vol.

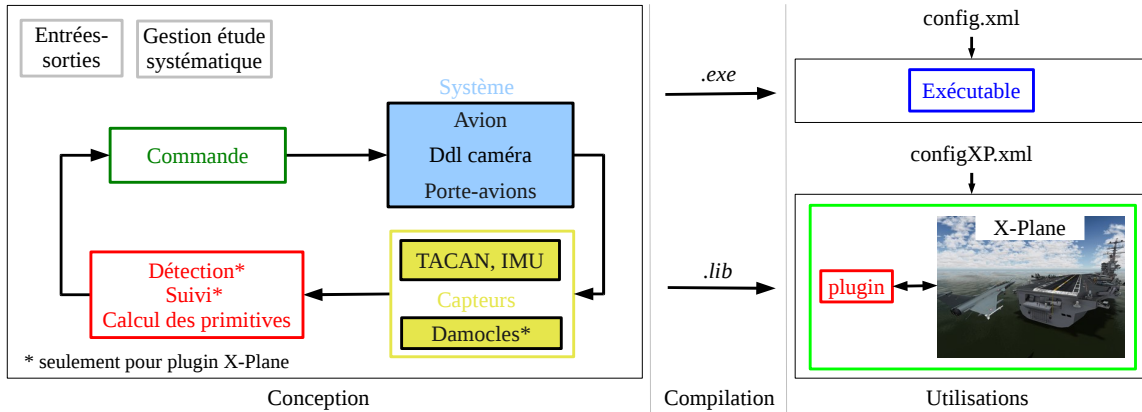


FIGURE 1.28 – Conception et utilisation

#### 1.6.4.1 Modèle avion

Le modèle avion a été fourni par Dassault Aviation, sous la forme d'une librairie C++ issue de la conversion d'un code Simulink. Il prend en entrées :

- Les commandes de l'avion : l'accélération normale commandée  $a_{zc}$  en  $m/s^2$ , le taux de roulis commandé  $p_c$  en  $deg/s$  et la position de la manette des gaz entre 0 et 1. Le dérapage est réglé à zéro.
- Le vecteur de vitesse de translation du vent dans le repère  $\mathcal{F}_{NED}$ .
- Le facteur de turbulence entre 0 et 1.

En sortie, ce modèle fournit un vecteur d'état des variables de vol.

Ce modèle est représentatif d'un avion de combat en phase d'atterrissage et les gouvernes sont trimées pour le point d'équilibre défini par une vitesse de  $67m/s$  à une hauteur de 450 mètres avec une pente de vol nulle et sans vent. Le modèle de l'avion est exécuté à une fréquence de 80 Hz tandis que la boucle de vision et de commande l'est à 20 Hz.

#### 1.6.4.2 Générateur d'images synthétiques

Pour les simulations prenant en compte la vision, il est nécessaire de générer des images représentatives de la réalité. Un grand nombre de logiciels conviennent à cette utilisation [Craighead 2007]. Parmi ces derniers, nous avons retenu ceux étant le plus représentatif graphiquement : *FlightGear*<sup>6</sup>, *OKTAL-SE* et *X-Plane*<sup>7</sup>. *FlightGear* est un simulateur de vol

6. <http://www.flightgear.org/>

7. <http://www.x-plane.com>



open-source déjà employé dans le cadre du projet européen Pégase [Dassault Aviation 2009] dédié à l'étude de l'atterrissage par la vision. *OKTAL-SE* est un logiciel de génération d'images par calcul physique dans les domaines visible, infrarouge et radar [OKTAL-SE 2012]. *X-Plane 9* est un simulateur de vol reconnu comme très réaliste et qui est très utilisé par la recherche scientifique [Ertem 2005, Hing 2009, Garcia 2010, Ribeiro 2010]. Pour notre application, ce dernier a été sélectionné comme générateur d'images car il offre un bon compromis entre représentativité, facilité d'accès et d'utilisation. Ce simulateur de vol n'est pas *open-source* mais possède un *plugin* pour interfacer un code externe aux variables internes. La version 10, sortie en début d'année 2012, a un rendu graphique encore amélioré mais nécessite beaucoup plus de puissance pour en profiter, qui est incompatible avec un pc portable datant de 2009. C'est pourquoi la version 9 a été employée et répond de manière satisfaisante à l'exigence de représentativité visuelle.

Le modèle 3D du porte-avions des simulations est le bâtiment américain Nimitz, présent dans *X-Plane*. Il offre un niveau de détail compatible avec notre application, et qui est supérieur à ceux des autres modèles de porte-avions (dont un modèle du Charles de Gaulle). Une mire d'appontage a été ajoutée pour correspondre à l'usage des porte-avions français et faciliter le suivi lors des dernières secondes de vol. Enfin, le modèle 3D de l'avion utilisé pour la visualisation est celui d'un Rafale B, le modèle marine n'étant pas disponible<sup>8</sup>.

D'un point de vue développement, le code C++ emploie les bibliothèques de vision et d'asservissement visuel OpenCV<sup>9</sup> et ViSP<sup>10</sup>. Cette dernière bibliothèque est développée au sein de l'équipe Lagadic de l'Inria [Marchand 2005]. Ce code est compilé sous la forme d'une bibliothèque, ou *plugin*, et est exécuté par *X-Plane*, comme illustré Fig. 1.28. Le *plugin* transmet les positions de l'avion, du porte-avions et de la caméra. De même, l'horaire, la visibilité, les nuages et l'état de la mer font partie des paramètres modifiables. Enfin ce *plugin* récupère des images de taille 1024 par 768 pixels, générées par *X-Plane*, et les fournit aux algorithmes de détection et de suivi.

#### 1.6.4.3 Modèle de capteur et turbulence atmosphérique

Le simulateur de vol *X-Plane* est utilisé en tant que générateur d'images réalistes. En effet, le rendu de l'image pour des caméras pourvues de champs de vue de l'ordre de 60 à 90 degrés est très satisfaisant. Pour les caméras de notre application, pourvues d'un champ de vue nettement plus étroit, le rendu de l'image peut être amélioré afin d'apparaître "moins" synthétique. Pour étudier la robustesse des algorithmes de vision sur des images, il est aussi intéressant de considérer des modèles de turbulence atmosphérique et de capteur, ici décrits respectivement par leurs fonctions de transfert  $FTM_{atm}$  et  $FTM_{capt}$ .

Le modèle des perturbations atmosphériques est décrit de manière plus complète dans [Accetta 1993]. Il consiste tout d'abord à calculer le paramètre de Fried  $r_0$  :

$$r_0 = 2.1[1.46 \sec(\phi) k^2 \int_0^L C_n^2(\eta) d\eta] \quad (1.1)$$

8. Dans une perspective d'utilisation d'un système d'appontage automatique par vision, on pourrait cependant indiquer que le modèle 3D employé est celui du feu Rafale N. Ce projet était un Rafale marine biplace dépourvu de canon qui fut un temps envisagé, avant de passer sous les fourches caudines de considérations budgétaires.

9. <http://opencv.willowgarage.com/wiki/>

10. <http://www.irisa.fr/lagadic/visp/visp.html>

où  $k = \frac{2\pi}{\lambda}$ ,  $\lambda$  la longueur d'onde,  $\phi$  est l'angle d'élévation,  $L$  la distance au point 3D, et  $C_n^2$  le coefficient de turbulence dépendant de l'altitude et des conditions atmosphériques. On trouvera dans [Accetta 1993] les valeurs de ce coefficient.

La fonction de transfert de modulation due à la turbulence de l'atmosphère s'exprime par :

$$MTF_{atm}(\omega) = \exp[-3.44(\frac{\lambda f \omega}{r_0})^{5/3}] \quad (1.2)$$

où  $f$  est la distance focale de la caméra. Ce modèle de turbulence consiste en un filtre dont les paramètres varient en fonction de la profondeur du pixel concerné.

La fonction de transfert de modulation  $MTF_{capt}$  du capteur a été fournie par Dassault Aviation et est représentative d'un capteur correspondant à notre besoin. Étant dans le domaine fréquentiel, la fonction de transfert de modulation  $FTM$  de l'ensemble est le produit des deux fonctions de transfert :

$$MTF = MTF_{capt} \cdot MTF_{atm} \quad (1.3)$$

Par la transformée inverse de Fourier, on obtient le filtre spatial  $PSF(x, y)$  à appliquer au pixel  $(x, y)$  de l'image générée par  $X-Plane$  :

$$FTM(\omega) \xrightarrow{FT^{-1}} PSF(x, y) \quad (1.4)$$

Les images que nous utiliserons dans le cadre de nos évaluations s'appuieront sur l'image brute renvoyée par  $X-Plane$  pour considérer un capteur parfait (capteur A) et sur l'image filtrée par le modèle présenté ci-dessus pour considérer un capteur réaliste (capteur B). La Fig. 1.29 illustre pour trois distances au porte-avions, l'image provenant du simulateur et l'image correspondante filtrée. On observe que plus le pixel de la scène auquel on applique le filtre est loin, plus ce filtre a un effet passe-bas et lisse les contours. La différence en contraste provient de l'ajout de la fonction de transfert du capteur.

D'un point de vue pratique, les fonctions de transfert de modulation  $MTF_{capt}$  et  $MTF_{atm}$  et le filtre  $PSF$  sont implémentés sous la forme d'un filtre de taille  $9 \times 9$ . Les filtres  $PSF$  sont générés en début de simulation et stockés dans une *look-up-table* dépendant de la profondeur du pixel, pour un accès rapide. Une amélioration possible concernant le temps de calcul serait d'appliquer ce filtre en utilisant des *shaders* pour profiter de la puissance de la carte graphique.

## 1.7 Conclusion

L'avion a bien évolué depuis ses timides débuts il y a plus d'un siècle. Si ses débuts paraissent aujourd'hui modestes, c'est qu'on mesure mieux le formidable essor des technologies et des applications de l'aviation qui a conduit à une augmentation impressionnante de ses performances. On notera toutefois que les concepts fondamentaux ont vite été déterminés et n'ont connu que peu de modifications. L'évolution de l'aviation se poursuit dans une branche voisine de celle des avions pilotés : les drones. La bifurcation entre les deux est ancienne, mais les deux cousins ont su et savent bénéficier du développement de l'autre.

Le porte-avions est presque aussi ancien que l'avion, dont il a partagé les évolutions puisque l'arrivée de nouvelles architectures d'avions a parfois nécessité une refonte du navire. C'est ce couple qui confère à l'ensemble sa puissance. On a pu voir parmi les catégories de porte-avions présentées que la puissance d'un porte-avions est liée à la puissance de ses avions.



(a) Capteur A. 4500m du PA



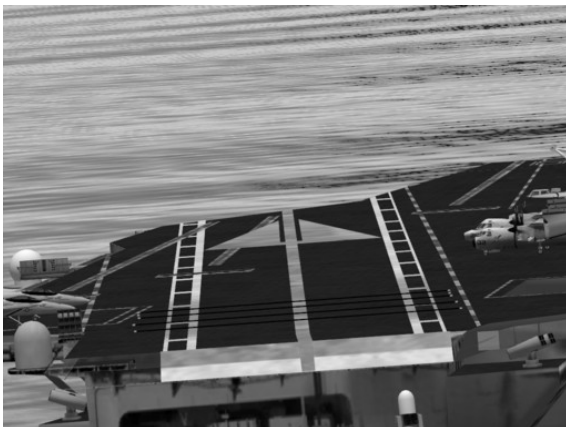
(b) Capteur B. 4500m du PA



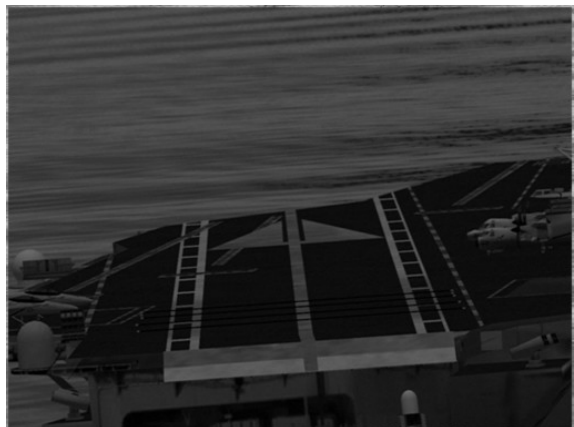
(c) Capteur A. 2000m du PA



(d) Capteur B. 2000m du PA



(e) Capteur A. 800m du PA



(f) Capteur B. 800m du PA

FIGURE 1.29 – Images fournies par *X-Plane* à gauche et filtrées par le modèle de turbulence atmosphérique et capteur à droite, pour différentes distances au porte-avions.

Pour la catégorie des navires à brins d'arrêt, la phase d'appontage est un moment critique. Le pilote doit être très précis pour impacter son avion sur une piste de taille restreinte et attraper un brin avec sa crosse d'appontage. Mais les éléments compliquent encore cette phase ; l'environnement naturel du porte-avions génère des situations compliquées pour le pilote. Visibilité dégradée, mouvements importants du porte-avions et sillage aérodynamique du navire achèvent de rendre la tâche quasi-impossible sans aide. Afin d'assurer un emploi maximum du groupe aéronaval, même par conditions extrêmes, de nombreuses aides ont été développées, qu'elles reposent sur des éléments passifs comme le marquage de la piste, ou des éléments actifs de guidage. Un avion de combat est un système complexe pourvu d'une multitude de capteurs, dont les caractéristiques ont été présentées. De plus, il possède notamment des capteurs de vision de très grande qualité dont l'aéronautique est très utilisatrice. Dans le cadre de cette étude, les capteurs de l'avion seront mis à profit pour la réalisation d'un appontage autonome consistant en la détection du porte-avions, son suivi dans l'image et la réalisation de l'appontage. Pour cette étude, nous évaluerons nos méthodes sur des séquences réelles et à l'aide d'un simulateur réaliste.

Le chapitre suivant présente l'une des briques essentielles à notre application d'appontage automatique : la vision qui concerne ici la détection et le suivi du porte-avions dans l'image. D'un état de l'art de la vision suivra un ensemble de méthodes réalisant ces tâches et qui seront par la suite évaluées sur les séquences d'images réelles et synthétiques.



# Techniques de vision pour l'appontage

Comme nous l'avons vu précédemment, de nombreuses applications de l'aéronautique utilisent des capteurs de vision à des fins de reconnaissance d'objectifs, de surveillance de zones ou d'inspection d'ouvrages pour les domaines militaires et civils. Des fonctionnalités évoluées comme la détection d'objets, la localisation relative par rapport à un repère local ont longtemps été étudiées dans la littérature. Concernant l'appontage par asservissement visuel, deux fonctions employant des techniques de vision ont été identifiées précédemment : la détection du porte-avions dans une image initiale et son suivi au cours de la séquence [Coutard 2011a]. Dans ce chapitre, nous introduirons les notions fondamentales de la vision par ordinateur qui seront appliquées à notre étude. Nous poursuivrons sur les briques de vision du système d'appontage par asservissement visuel que sont la détection et le suivi du porte-avions, comme illustré Fig. 2.1. Pour chacune de ces méthodes, un état de l'art sera présenté et nous proposerons une méthode qui sera ensuite évaluée sur des images réelles et issues du générateur d'images réalistes.

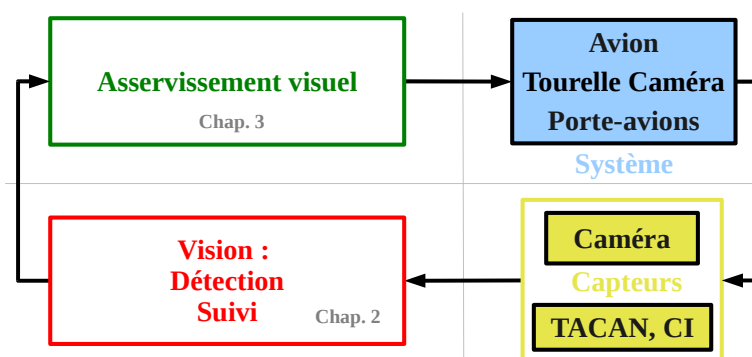


FIGURE 2.1 – Modélisation simplifiée de l'appontage par asservissement visuel

## 2.1 Généralités liées à la vision par ordinateur

Cette section est une brève introduction aux concepts géométriques de formation des images dans une caméra et de transformation entre deux vues. Pour aller plus loin, on se référera à [Forsyth 2002, Hartley 2003, Ma 2003].

### 2.1.1 Formation géométrique des images

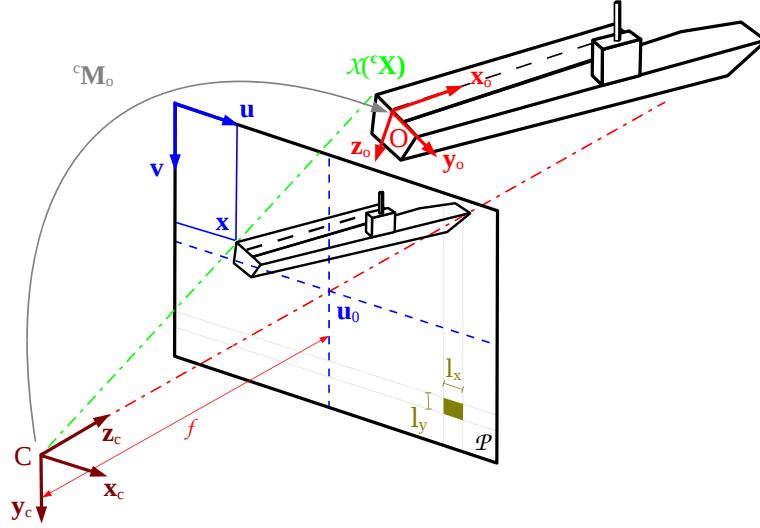


FIGURE 2.2 – Modélisation de projection perspective

Dans cette partie, on s'intéressera à la formation d'une image par une caméra  $\mathcal{C}$  pointée vers une scène où est présent un objet  $\mathcal{O}$ , tel que représenté par la Fig. 2.2. Le type de caméra employée dans cette étude est caractérisé par un champ de vue restreint. Sa modélisation correspond donc au modèle sténopé, reposant sur la projection perspective d'un point de l'espace sur le plan image de la caméra. Dans ce modèle, tous les rayons captés par la caméra depuis la scène passent par son centre optique  $C$ , où est localisé son repère  $\mathcal{F}_c = (C, \mathbf{x}_c, \mathbf{y}_c, \mathbf{z}_c)$ . La projection d'un point 3D défini dans le repère de la scène, va consister à l'exprimer dans le repère de la caméra  $\mathcal{F}_c$  pour ensuite le projeter dans le plan image.

**Changement de repère.** Soit un point de l'espace 3D  $\mathcal{X}$  défini par ses coordonnées homogènes  ${}^o\mathbb{X} = ({}^oX, {}^oY, {}^oZ, 1)$  dans le repère de la scène  $\mathcal{F}_o = (O, \mathbf{x}_o, \mathbf{y}_o, \mathbf{z}_o)$ , présenté Fig. 2.2. Les coordonnées homogènes  ${}^c\mathbb{X} = ({}^cX, {}^cY, {}^cZ, 1)$  du point  $\mathcal{X}$  dans le repère de la caméra  $\mathcal{F}_c$  sont liées à  ${}^o\mathbb{X}$  par la transformation suivante :

$${}^c\mathbb{X} = {}^c\mathbf{M}_o {}^o\mathbb{X} \quad (2.1)$$

où  ${}^c\mathbf{M}_o$  est la matrice homogène de passage du repère  $\mathcal{F}_o$  au repère  $\mathcal{F}_c$ , contenant la matrice de rotation  ${}^c\mathbf{R}_o$  et le vecteur de translation  ${}^c\mathbf{t}_o$ , définie par :

$${}^c\mathbf{M}_o = \begin{bmatrix} {}^c\mathbf{R}_o & {}^c\mathbf{t}_o \\ \mathbf{0} & 1 \end{bmatrix} \quad (2.2)$$

Les coordonnées du point  $\mathcal{X}$  sont maintenant exprimées dans le repère caméra  $\mathcal{F}_c$ .

**Projection perspective dans le plan image.** Le point  $\mathcal{X}$  peut être maintenant projeté en un point  $\bar{\mathbf{x}} = (\bar{x}, \bar{y}, f)$  contenu dans le plan image  $\mathcal{P}$ . Ce dernier est défini par  $Z = f$ , où  $f$  est la distance focale de la caméra, et est donc parallèle au plan formé par  $(\mathbf{x}_c, \mathbf{y}_c)$ . Les équations de la projection perspective sont :

$$\bar{x} = f \frac{{}^cX}{{}^cZ}, \quad \bar{y} = f \frac{{}^cY}{{}^cZ} \quad (2.3)$$

Sous forme matricielle, la relation entre les coordonnées du point  $\mathcal{X}$  dans le repère  $\mathcal{F}_c$  et les coordonnées  $\bar{\mathbf{x}}$  se réécrivent pour former l'égalité suivante au sens vectoriel :

$${}^cZ \bar{\mathbf{x}} = f \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} {}^c\mathbb{X} \quad (2.4)$$

Du fait de nos petits angles de vue, de 1 à 4 degrés, on ne prendra pas en compte la distorsion, sa modélisation consistant à ajouter des termes quadratiques fonction de la distance radiale.

**Passage aux coordonnées pixelliques.** Comme présenté sur la Fig. 2.2, la modélisation de l'image repose sur un découpage du plan image en pixels. Le passage des coordonnées  $\bar{\mathbf{x}}$  aux coordonnées pixelliques  $(u, v)$  s'effectue par la relation matricielle suivante :

$$\begin{bmatrix} u \\ v \\ 1 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{1}{l_x} & 0 & u_0/f \\ 0 & \frac{1}{l_y} & v_0/f \\ 0 & 0 & 1/f \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \bar{x} \\ \bar{y} \\ f \end{bmatrix} \quad (2.5)$$

où  $l_x$  et  $l_y$  sont les dimensions d'un pixel, et  $(u_0, v_0)$  les coordonnées pixelliques du point principal, point par lequel passe l'axe optique.

On synthétise la relation matricielle suivante, liant les coordonnées pixelliques aux coordonnées du point  $\mathcal{X}$  dans le repère  $\mathcal{F}_c$ , à partir des équations (2.4) et (2.5) :

$$\begin{bmatrix} u \\ v \\ 1 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} p_x & 0 & u_0 & 0 \\ 0 & p_y & v_0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} {}^cX \\ {}^cY \\ {}^cZ \\ 1 \end{bmatrix} \quad (2.6)$$

où  $p_x = \frac{f}{l_x}$ ,  $p_y = \frac{f}{l_y}$ .

On peut extraire de cette équation la matrice de calibration  $\mathbf{K}$ . Cette matrice établit le lien entre les coordonnées homogènes normalisées  $\mathbf{x} = \frac{1}{f} \bar{\mathbf{x}}$  (indépendantes de la focale) et les coordonnées pixelliques par la relation :

$$\begin{bmatrix} u \\ v \\ 1 \end{bmatrix} = \mathbf{K} \begin{bmatrix} x \\ y \\ 1 \end{bmatrix} \quad (2.7)$$

avec  $x = \frac{{}^cX}{{}^cZ}$  et  $y = \frac{{}^cY}{{}^cZ}$ .

Dans la suite de ce document, on supposera les paramètres intrinsèques  $u_0$ ,  $v_0$ ,  $p_x$  et  $p_y$  connus, la caméra sera dite calibrée, ce qui permettra de raisonner dans un espace métrique normalisé depuis des données pixelliques.



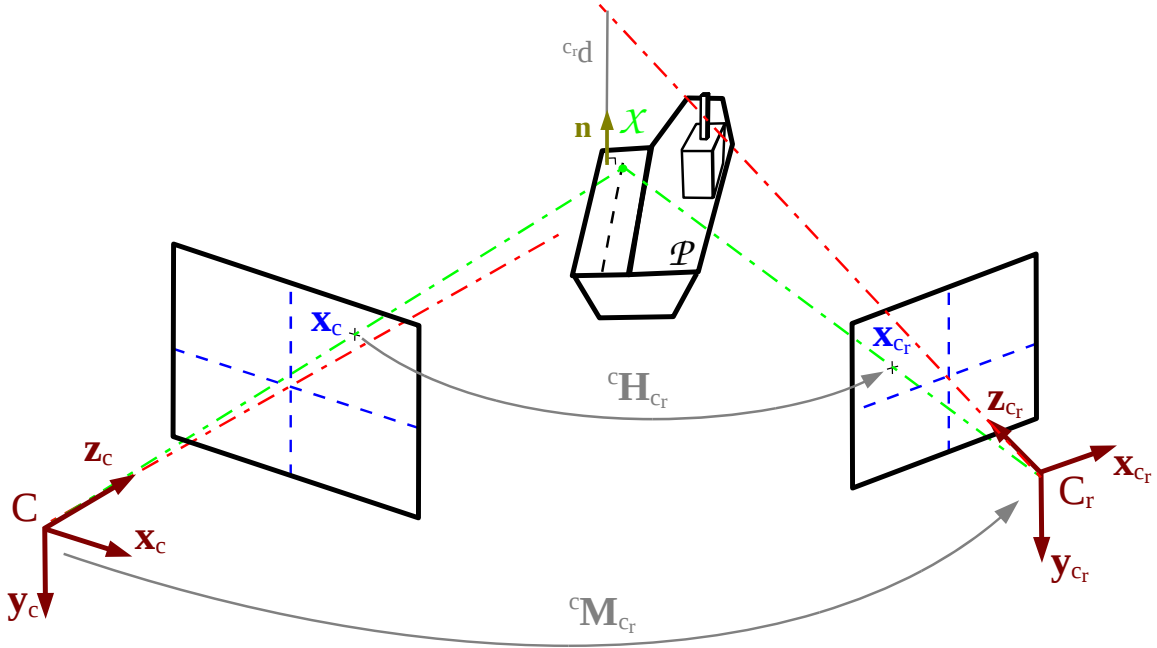


FIGURE 2.3 – Géométrie de deux vues d'un même plan caractérisée par une homographie

### 2.1.2 Transformation homographique dans l'image

Une transformation rigide entre deux caméras observant une scène engendre une transformation de la projection de la scène entre les deux images. En fonction de la nature du mouvement liant les positions des deux caméras dans l'espace 3D (rotation, translation, quelconque) et de la géométrie de la scène (plan ou autre), différents modèles de la transformation de l'espace 2D sont exploités. On présentera succinctement les différentes classes de transformation 2D, pour plus de détails, on se référera à [Hartley 2003] :

- La transformation isométrique consiste en une translation et/ou une rotation définie par une matrice orthogonale. Cette transformation conserve la distance euclidienne et donc les angles et les aires.
- La transformation de similarité qui reprend la transformation isométrique avec en outre un facteur d'échelle isotrope. Les distances et les aires transformées sont respectivement liées à leurs distances et aires d'origines par le facteur d'échelle et son carré. Les angles et la forme sont conservés.
- La transformation affine est une transformation de similarité dont le facteur d'échelle est anisotrope. Ainsi, en plus de la translation, de la rotation et du facteur d'échelle, une transformation de déformation est ajoutée. La déformation associée est active sur deux axes orthogonaux, d'où l'invariance de droites parallèles, de leur facteur de longueur et du facteur entre les aires.
- Enfin la transformation projective ou homographique est une généralisation de la transformation affine, à laquelle on a associé une transformation liée à la perspective. Elle correspond à la transformation que subit un plan dans l'image pour un mouvement 3D quelconque.

Dans cette partie, on présentera seulement la transformation homographique que l'on retrouvera dans la suite de ce document. L'homographie a l'avantage de prendre en compte un mouvement quelconque entre les deux caméras pourvu que la scène observée soit plane, tel que présenté sur la Fig. 2.3. Dans notre cas, le pont est effectivement une surface plane.

La transformation liant les points images de coordonnées homogènes  $\mathbf{x}_c$  et  $\mathbf{x}_{c_r}$  (projections d'un point 3D  $\mathcal{X}$  dans leurs plans images respectifs) des caméras  $\mathcal{C}$  et  $\mathcal{C}_r$  est caractérisée par l'équation suivante :

$$\mathbf{x}_c = {}^c\mathbf{H}_{c_r} \mathbf{x}_{c_r} \quad (2.8)$$

Lorsque la transformation 3D est associée à une scène définie par un plan  $\mathcal{P}$ , la matrice d'homographie  ${}^c\mathbf{H}_{c_r}$  est la même pour tous les points du plan et est donnée par :

$${}^c\mathbf{H}_{c_r} = {}^c\mathbf{R}_{c_r} + \frac{{}^c\mathbf{t}_{c_r}}{{}^c d} {}^c\mathbf{n} \quad (2.9)$$

où  ${}^c\mathbf{R}_{c_r}$  et  ${}^c\mathbf{t}_{c_r}$  sont respectivement la matrice de rotation et le vecteur de translation entre les deux caméras  $\mathcal{C}_r$  et  $\mathcal{C}$ .  ${}^c d$  et  ${}^c\mathbf{n}$  sont respectivement la distance euclidienne entre le plan  $\mathcal{P}$  et la caméra  $\mathcal{C}_r$  et la normale du plan exprimée dans le repère  $\mathcal{C}_r$ .

Des méthodes de décomposition d'homographie permettent de retrouver la matrice de rotation  ${}^c\mathbf{R}_{c_r}$  et le vecteur de translation à un facteur d'échelle près  $\frac{{}^c\mathbf{t}_{c_r}}{{}^c d}$ , ce dernier étant normalisé par la distance euclidienne au plan [Malis 2007]. Un *a priori* est nécessaire afin de sélectionner la solution parmi plusieurs déterminées par cette méthode.

Nous avons introduit les notions fondamentales de la formation d'une image et de la géométrie entre deux vues. Ces outils seront employés dans la suite du document. Les sections suivantes présenteront les différentes briques de vision nécessaires à notre application, définies Section 1.6. La première sera consacrée à la détection du porte-avions dans l'image.

## 2.2 Détection du porte-avions

L'avion, de retour de mission, arrive dans une zone à proximité du porte-avions. Le système d'appontage par vision doit tout d'abord détecter le bâtiment à l'aide de sa caméra et des autres capteurs de l'avion. Cette section présente un état de l'art de la détection de navire avant de proposer une méthode basée sur la caméra et sur les autres capteurs de l'avion, pour ensuite l'évaluer sur des images réelles et provenant du simulateur d'images réalistes.

### 2.2.1 État de l'art de la détection de navire

On peut ramener notre problème de détection d'un navire sur la mer à la détection d'un objet 3D mobile ou stationnaire sur une scène plane en faisant l'hypothèse que les amplitudes des vagues sont faibles par rapport à la taille du bâtiment. Dans ce contexte, plusieurs méthodes ont été proposées, basées sur le mouvement, l'analyse des intensités de l'image ou bien encore à l'aide d'images de référence.

**Flux optique.** Des approches basées sur le flux optique sont proposées dans [Sull 1999, Gandhi 2000]. Le flux optique correspond au mouvement apparent dans le plan image de la

scène. Une illustration couramment employée est le défilement d'un paysage sur la rétine d'un passager d'un train regardant par la fenêtre. Ces études présentent la détection d'obstacles mobiles ou ayant une hauteur non nulle lors d'un atterrissage sur piste. A partir d'une image stabilisée par l'estimation du mouvement propre de l'avion en utilisant ses capteurs inertiels et en supposant que la scène observée soit plane, un flux optique résiduel est calculé. Ce flux optique correspond alors aux objets non plans et/ou mobiles. [Sull 1995, Gandhi 2000] affinent l'estimation des paramètres du plan de la piste en utilisant l'erreur entre le flux optique attendu et celui mesuré. Dans le but de contrôler l'ordre de grandeur du flux optique résiduel et ainsi faciliter la détection des objets, une variation du temps d'échantillonnage entre deux analyses d'images est proposée dans [Sull 1999]. [Gandhi 2000] propose une analyse de la composante de la vitesse des résidus pour déterminer s'il s'agit d'obstacles mobiles ou statiques, si toutefois leur direction de déplacement n'est pas la même que celle de la caméra.

**Segmentation par traitement d'images bas niveau.** Dans de nombreuses applications, la détection est simplifiée par le capteur utilisé, fonctionnant dans une bande de fréquence facilitant le traitement d'images comme dans [Yakimenko 2002, Shaik 2009]. Le travail présenté dans [Yakimenko 2002] est plus directement lié à notre problématique, car il s'agit de la détection d'un bâtiment sur lequel on souhaite apponter. Cette étude souligne que le capteur fonctionnant dans le visible a une meilleure résolution que le capteur infrarouge par beau temps, mais lorsque les conditions de visibilité se dégradent, seul l'infrarouge (et spécialement sa bande LWIR) permet de détecter les parties chaudes d'un navire (machine et échappement). Dans cette étude, le traitement d'images est un simple seuillage après une étude de la répartition de la valeur des pixels sur les axes horizontaux et verticaux, pour repérer la cheminée, partie la plus chaude du navire. Toujours basé sur des méthodes "classiques" de traitement d'images, [Santhalia 2009] présente une méthode relativement simple, employée sur des images visibles. L'étude suppose que la caméra est presque au niveau de la mer. L'algorithme détermine la ligne d'horizon par une transformée de Hough et recherche la zone obstruée par le navire en utilisant les contours de l'image. Autour de cette zone, des histogrammes sont calculés pour huit imagerie réparties entre la mer et le ciel. Un critère de dissimilarité est calculé entre les zones supérieure et inférieure de l'image à l'aide des imagerie de référence et pour différents *patches* de la zone d'intérêt. La valeur du critère obtenu pour ces zones permet de segmenter le navire. [Santhalia 2008] travaille avec un traitement d'images encore plus simple, qui ne semble néanmoins pas très robuste aux variations d'illuminations, et y ajoute une classification et reconnaissance des navires par réseaux de neurones fondées sur leurs formes. [Shaik 2009] présente différents algorithmes pour détecter des cibles dans des images infrarouges. La détection initiale est résolue par une segmentation basée sur une extraction des contours, un chaînage des contours fermés, un filtrage morphologique (dilatation et érosion) pour supprimer les pixels seuls ou les lignes non fermées. Reprenant le principe de la recherche du navire le long de la ligne d'horizon, [Feflatyev 2010] propose une segmentation reposant sur les trois canaux d'une caméra fonctionnant dans le visible et un suivi effectué à l'aide d'un filtre multi-hypothèses. On remarquera qu'utiliser la couleur n'apparaît pas discriminant pour la détection de navires de combat. En effet, comme présenté en Section 1.3.2.1, la couleur d'un porte-avions est similaire à celle de la mer, pour des raisons de furtivité. De même les trois canaux constituant une image visible sont fortement influencés par la luminosité, l'état de la mer et le climat. Ainsi utiliser ces couleurs dans une approche par traitement d'images bas niveau, génère un nombre important de paramètres à régler, nuisible

à la robustesse de la détection.

**Comparaison avec des images de référence.** [Shaik 2009] propose un algorithme prenant en entrée la détection initiale précédemment présentée. Il repose sur une détection, dans le domaine fréquentiel, d'une cible en se servant d'images de référence représentant les cibles attendues prises suivant différentes orientations. L'image pré-traitée est divisée en blocs, qui sont ensuite transformés dans le domaine fréquentiel pour obtenir une invariance au mouvement de translation et normalisés pour être invariants à des tailles de blocs différents. La détection proprement dite est une comparaison par corrélation entre les spectres des blocs de l'image courante et ceux de l'image de référence. Afin d'améliorer le temps de calcul, un suivi basé sur deux filtres bayésiens reposant sur l'intensité et le différentiel d'intensité est proposé.

Pour notre application, l'usage du flux optique est peu approprié à notre environnement, car son estimation sera peu fiable du fait des vagues. La segmentation par traitement d'image bas niveau nécessite un nombre important de paramètres à régler et est peu robuste aux changements d'illumination. Les méthodes de détection présentées ici se basent sur des *a priori* de la forme de l'objet à détecter, ce qui est aussi le cas pour notre application. La section suivante présentera la méthode de détection du porte-avions que cette étude propose.

### 2.2.2 Méthode de détection proposée

La détection est ici définie comme la localisation du porte-avions dans l'image et l'initialisation des algorithmes de suivi (présentés Section 2.3.2). De prime abord, localiser un bâtiment au milieu de l'océan avec une caméra possédant un aussi faible champ de vue (1 à 4 degrés), est une tâche complexe, nécessitant de balayer un large angle solide comme le fait un IRST, présenté Section 1.4.5. Cependant, dans notre application, de nombreux capteurs de bonne précision sont disponibles et facilitent ainsi l'étape de détection. En effet, l'avion dispose d'une caméra orientable (pod Damocles ou OSF) d'un champ de vue de 1 à 4 degrés, d'une centrale inertielle, d'un radioaltimètre et d'un transpondeur TACAN, présentés dans la Section 1.4. Ces capteurs fournissent respectivement une image de bonne qualité du porte-avions à longue distance, l'attitude de l'avion, son altitude, son orientation  $\psi_r$  et sa distance relative  $d_t$  au porte-avions (illustrées Fig. 2.4a). De plus, le cap du porte-avions est supposé connu, pouvant lui être transmis par liaison de données L16.

Si les capteurs étaient parfaits, la détection et l'initialisation du suivi pourraient être effectuées à l'aide de la centrale inertielle, du radio-altimètre et du transpondeur TACAN communiquant avec la balise TACAN située sur la superstructure du porte-avions au repère  $\mathcal{F}_t$ , tel présenté Fig. 2.4a. Cependant, la précision des capteurs et spécialement celle du transpondeur TACAN ne permet pas de fournir une initialisation compatible avec les algorithmes de suivi. Les mesures du TACAN sont définies statistiquement par des lois normales centrées autour des vraies valeurs  $d_t$  et  $\psi_r$  :  $\mathcal{N}(d_t, \sigma_{d_t}^2)$  et  $\mathcal{N}(\psi_r, \sigma_{\psi_r}^2)$  avec leurs écarts-type associés  $\sigma_{d_t}$  et  $\sigma_{\psi_r}$ , de valeurs respectives 92,5m et 0.5 degré. À l'aide de ces capteurs, la caméra pourra être orientée dans une direction mais le porte-avions aura peu de chance d'être au milieu de l'image, comme présenté Fig. 2.4b. Sur cette figure, le point rouge représente le point d'impact estimé à l'aide de la pose calculée par le TACAN tandis que le parallélogramme est la zone

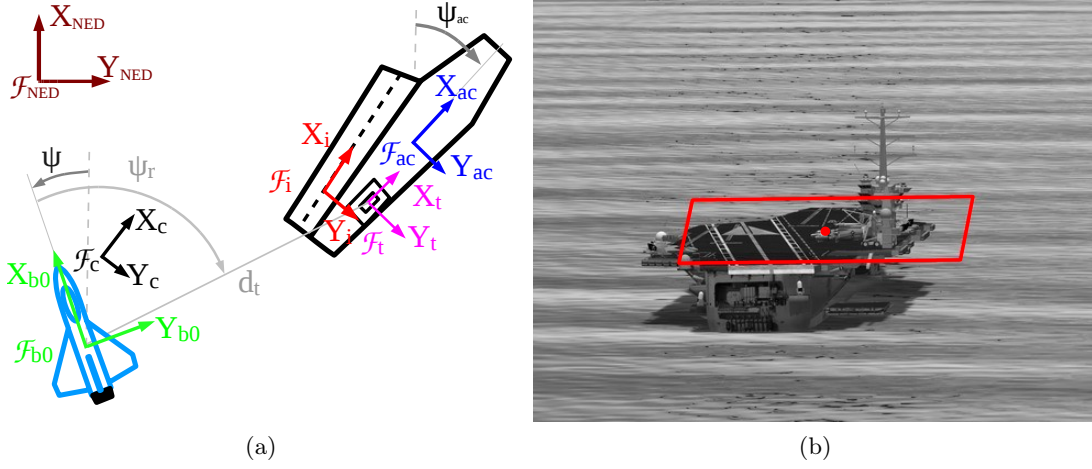


FIGURE 2.4 – (a) Données fournies par le TACAN :  $\psi_r$  et  $d_t$ . (b) Image de simulation prise à 3000m et 100m à gauche du porte-avions avec une caméra de champ de vue de 4 degrés. Le point rouge correspond à la position du point d'impact estimée à l'aide de la pose du TACAN et le parallélogramme rouge est la zone de recherche définie par les précisions des mesures du TACAN.

d'incertitude du point d'impact d'après la précision  $2\sigma$  de la balise. Cette zone d'incertitude peut ainsi servir à réduire la zone de recherche.

De nombreuses méthodes de détection, que ce soit de navire ou de piste, existent et ont été présentées en Section 2.2.1. Notre problématique de détection est caractérisée par la connaissance de ce que l'on veut trouver et l'apport important des capteurs de l'avion. En effet, le navire recherché est un porte-avions dont la forme est connue et on possède une approximation de sa position avec la balise TACAN. Ce problème de détection et d'initialisation du suivi est donc bien contraint par ces *a priori* et la méthode proposée pour cette tâche est schématisée Fig. 2.5.

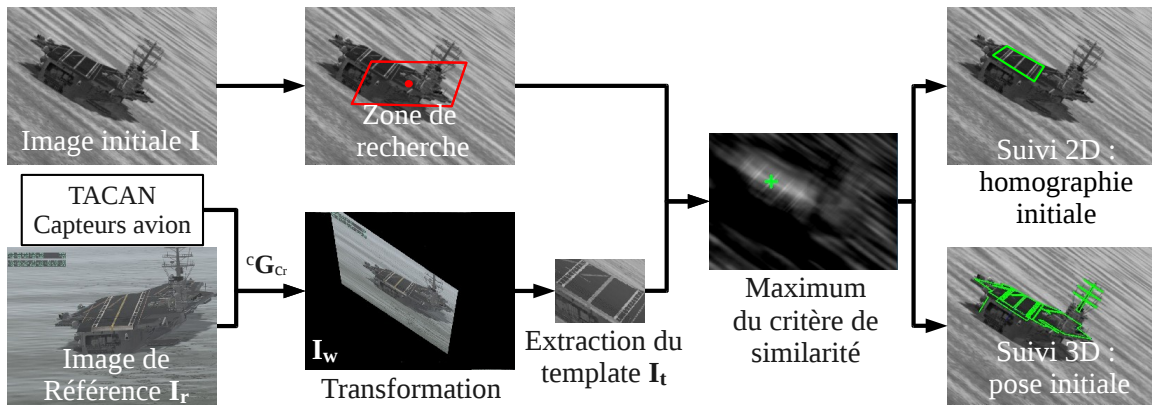


FIGURE 2.5 – Concept de la détection et de l'initialisation du suivi

En entrée, la détection du porte-avions utilise l'image initiale, une image de référence prise à une pose de référence et des mesures des capteurs. En sortie, elle fournit une initialisation

au suivi. Cette méthode est une succession des étapes suivantes :

- Basée sur l'incertitude des capteurs, une zone d'intérêt est définie, permettant de réduire l'espace de recherche.
- En tenant compte des mesures des capteurs inertiels et du TACAN, une déformation est appliquée à l'image de référence afin d'extraire un *patch* représentant la piste.
- Une recherche exhaustive du *patch* est effectuée dans la zone d'intérêt de l'image initiale. La position dans l'image du *patch* correspond au maximum de la corrélation croisée normalisée, centrée autour de zéro (ZNCC) entre le *patch* et l'image initiale.
- Enfin, suivant le type de suivi employé, l'homographie ou la pose initiale est calculée.

### 2.2.2.1 Zone d'intérêt dans l'image initiale

La tourelle de la caméra est utilisée pour centrer le porte-avions dans l'image, en utilisant la balise TACAN et les autres capteurs. Comme précédemment évoqué, le TACAN n'est pas assez précis pour cette tâche. Mais en utilisant les mesures et les précisions de la balise, une zone d'intérêt est définie dans l'image initiale afin de réduire le domaine de recherche. Les capteurs utilisés sont la centrale inertielle (fournissant l'attitude dans les angles d'Euler  $\psi, \theta, \phi$ ), le radioaltimètre, la balise TACAN et le cap du porte-avions  $\psi_{ac}$ , supposé connu. Les autres angles du PA sont négligés. De plus, les capteurs sont supposés idéaux, en dehors du TACAN.

L'objectif de cette partie est donc de déterminer comment l'incertitude des mesures fournies par le transpondeur TACAN peut être propagée à la pose  ${}^b\mathbf{M}_t$  du point d'impact dans le repère caméra, afin de définir une zone de recherche dans l'image.

**Pose entre la balise TACAN et l'avion.** Considérant le schéma de la Fig. 2.4a, les mesures provenant du TACAN  $d_t$  et  $\psi_r$  permettent de calculer la pose  ${}^b\mathbf{M}_t$  entre la balise TACAN située sur le porte-avions et le repère  $\mathcal{F}_{b_0}$  situé sur l'avion :

$${}^b\mathbf{M}_t = \begin{bmatrix} \cos(\psi_s) & -\sin(\psi_s) & 0 & \bar{d}_t \cos(\psi_r) \\ \sin(\psi_s) & \cos(\psi_s) & 0 & \bar{d}_t \sin(\psi_r) \\ 0 & 0 & 1 & {}^{ned}Z_t - {}^{ned}Z_b \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (2.10)$$

avec

$$\begin{cases} \bar{d}_t = \sqrt{d_t^2 - ({}^{ned}Z_t - {}^{ned}Z_b)^2} \\ \psi_s = \psi_{ac} - \psi \end{cases}$$

où  $d_t$  et  $\psi_r$  sont les distance et angle entre le transpondeur et la balise TACAN.  $\psi$  et  $\psi_{ac}$  étant respectivement les angles de lacet de l'avion et du navire.  ${}^{ned}Z_t$  et  ${}^{ned}Z_b$  sont les positions suivant l'axe  $z$  du repère monde  $\mathcal{F}_{ned}$  de l'avion et de la balise TACAN, localisée sur le porte-avions.

**Pose du point d'impact par rapport au repère de la caméra.** Le point d'impact 3D défini par ses coordonnées  ${}^i\mathbf{X}_0$  dans son repère  $\mathcal{F}_i$  est projeté dans l'image de la caméra de paramètres intrinsèques  $\xi$  par  $pr_\xi({}^c\mathbf{M}_i, {}^i\mathbf{X}_0)$  où  ${}^c\mathbf{M}_i$  est la pose du point d'impact dans le repère caméra.  ${}^c\mathbf{M}_i$  se décompose en l'expression suivante, notamment à partir de la pose  ${}^b\mathbf{M}_t$ , précédemment déterminée :

$${}^c\mathbf{M}_i = {}^b\mathbf{M}_c^{-1} {}^b\mathbf{M}_b^{-1} {}^b\mathbf{M}_t {}^t\mathbf{M}_i \quad (2.11)$$

où :

- ${}^b\mathbf{M}_c$  est la pose de la caméra dans le repère de l'avion  $\mathcal{F}_b$  connue.
- ${}^{b_0}\mathbf{M}_b$  contient la matrice de rotation  ${}^{ned}\mathbf{R}_b(\theta, \phi)$  de la pose afin de prendre en compte les angles de tangage et de roulis de l'avion.
- ${}^{b_0}\mathbf{M}_t$  est la pose de la balise TACAN située sur le navire dans le repère de l'avion  $\mathcal{F}_{b_0}$ .
- ${}^t\mathbf{M}_i$  est la pose du point d'impact du PA dans le repère du TACAN  $\mathcal{F}_t$  fixe et connue.

**Intégration des incertitudes du TACAN.** La pose  ${}^{b_0}\mathbf{M}_t$  de la balise TACAN dans le repère  $\mathcal{F}_{b_0}$  est la partie de l'équation (2.11) où les incertitudes des mesures de distance et d'angle du TACAN,  $\delta d_t$  et  $\delta\psi_r$ , sont intégrées :

$${}^{b_0}\tilde{\mathbf{M}}_t = \begin{bmatrix} \cos(\tilde{\psi}_s) & -\sin(\tilde{\psi}_s) & 0 & \tilde{d}_t \cos(\tilde{\psi}_r) \\ \sin(\tilde{\psi}_s) & \cos(\tilde{\psi}_s) & 0 & \tilde{d}_t \sin(\tilde{\psi}_r) \\ 0 & 0 & 1 & {}^{ned}Z_t - {}^{ned}Z_b \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (2.12)$$

avec

$$\begin{cases} \tilde{d}_t = \sqrt{(d_t^m + \delta d_t)^2 - ({}^{ned}Z_t - {}^{ned}Z_b)^2} \\ \tilde{\psi}_r = \psi_r^m + \delta\psi_r \\ \tilde{\psi}_s = \psi_{ac} - \psi + \delta\psi_r \end{cases}$$

où  $d_t^m$  et  $\psi_r^m$  sont les mesures fournies par le transpondeur TACAN de l'avion. Les angles  $\psi$  et  $\psi_{ac}$  sont respectivement fournis par la centrale inertielle et par liaison de donnée L16. La position  ${}^{ned}Z_b$  est mesurée par le radioaltimètre de l'avion tandis que  ${}^{ned}Z_t$  est connue et supposée constante (on ne prend pas en compte les mouvements de rotation et de translation verticale du navire).

**Définition de la zone d'intérêt.** Reprenant l'équation (2.11), on aboutit à la pose  ${}^c\tilde{\mathbf{M}}_i$  du point d'impact dans la caméra prenant en compte les mesures et les précisions du transpondeur TACAN, par la relation :

$${}^c\tilde{\mathbf{M}}_i = {}^b\mathbf{M}_c^{-1} {}^{b_0}\mathbf{M}_b^{-1} (\delta d_t, \delta\psi_r) {}^{b_0}\tilde{\mathbf{M}}_t {}^t\mathbf{M}_i \quad (2.13)$$

Cette relation est instanciée pour les quatres couples de  $(\delta d_t, \delta\psi_r)$  définis par les précisions  $\pm 2\sigma_{d_t}$  et  $\pm 2\sigma_{\psi_r}$  pour déterminer la zone de recherche (illustrée Fig. 2.4b) en projetant le point d'impact dans l'image par  $pr_\xi({}^c\tilde{\mathbf{M}}_i, {}^i\mathbf{X}_0)$ .

La zone calculée prend en compte les précisions  $2\sigma$  des deux mesures du TACAN, il existe donc une probabilité de 91% d'avoir le point d'impact dans cette zone. Cette méthode est compatible avec l'optique de 4 degrés, mais ne l'est plus avec celle de 1, du fait d'une zone de recherche plus grande que l'image elle-même. Dans ce cas, la détection sera effectuée une première fois avec l'optique de 4 puis celle de 1 degré.

### 2.2.2.2 Mise en forme du *patch* de détection

Afin d'améliorer la détection du PA dans l'image en maximisant le critère de similarité entre l'image de référence  $I_r$  et l'image initiale, la localisation approximative du TACAN est employée pour appliquer une transformation à l'image de référence  $I_r$ .  $I_r$  est une image prise à une pose connue  ${}^c_r\mathbf{M}_i$  avec une caméra caractérisée par une matrice de calibration  $\mathbf{K}_r$ .



La transformation  ${}^c\mathbf{M}_{c_r}$  entre les deux caméras  $c$  et  $c_r$  est calculée avec les poses  ${}^{c_r}\mathbf{M}_i$  et  ${}^c\mathbf{M}_i$  (obtenue avec les mesures du TACAN) du point d'impact  $i$  dans les caméras de référence  $c_r$  et courante  $c$ , de la manière suivante :

$${}^c\mathbf{M}_{c_r} = {}^c\mathbf{M}_i(d_t, \psi_r) {}^{c_r}\mathbf{M}_i^{-1} \quad (2.14)$$

On souhaite utiliser une surface planaire tel le pont en tant que *patch* à localiser dans l'image. Ce plan est défini par  $\mathcal{P}({}^{c_r}\mathbf{n}, {}^{c_r}d)$  où  ${}^{c_r}\mathbf{n}$  et  ${}^{c_r}d$  sont respectivement la normale et la distance euclidienne du pont dans le repère de la caméra de référence  $c_r$ , obtenue à partir de la pose  ${}^{c_r}\mathbf{M}_i$  du point d'impact dans  $c_r$  et des coordonnées dans le repère  $\mathcal{F}_i$  de trois points non alignés du plan  $\mathcal{P}$ . L'homographie  ${}^c\mathbf{H}_{c_r}$  du plan  $\mathcal{P}$  entre les repères  $\mathcal{F}_{c_r}$  et  $\mathcal{F}_c$  est construit, avec la matrice de rotation  ${}^c\mathbf{R}_{c_r}$  et le vecteur de translation  ${}^c\mathbf{t}_{c_r}$ , par l'expression :

$${}^c\mathbf{H}_{c_r} = {}^c\mathbf{R}_{c_r} + \frac{{}^c\mathbf{t}_{c_r}}{{}^{c_r}d} {}^{c_r}\mathbf{n}^\top \quad (2.15)$$

Avec cette homographie et les paramètres intrinsèques  $\mathbf{K}$  et  $\mathbf{K}_r$  de la caméra courante et de référence, la matrice de transformation  ${}^c\mathbf{G}_{c_r}$  à appliquer à l'image de référence  $I_r$  pour obtenir l'image transformée  $I_w = I_r({}^c\mathbf{G}_{c_r})$  est :

$${}^c\mathbf{G}_{c_r} = \mathbf{K} {}^c\mathbf{H}_{c_r} \mathbf{K}_r^{-1} \quad (2.16)$$

Le *patch*  $I_t$ , utilisé pour la détection et présenté Fig. 2.5, est extrait de l'image de référence transformée  $I_w$ . Cette dernière est obtenue par la transformation  ${}^c\mathbf{G}_{c_r}$  de l'image de référence  $I_r$ . Les positions des coins de la piste, connues dans l'image de référence  $I_r$ , sont obtenues par la même transformation dans  $I_w$ .

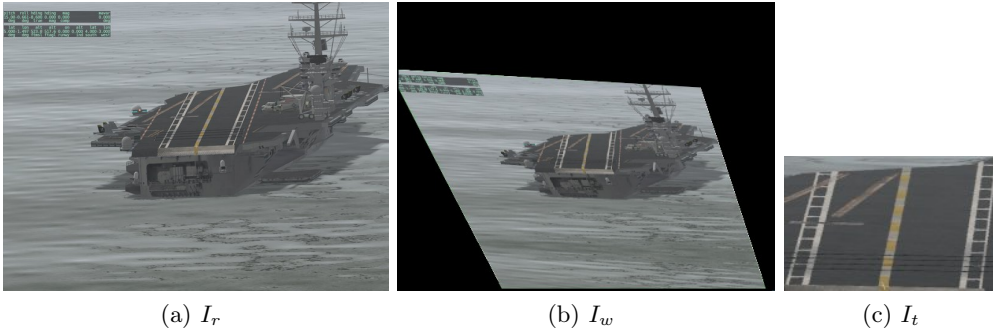


FIGURE 2.6 – (a) Image de référence  $I_r$ , (b) Image transformée  $I_w$  par application de l'homographie  ${}^c\mathbf{G}_{c_r}$ , (c) *patch*  $I_t$  utilisé pour la détection

### 2.2.2.3 Localisation du porte-avions et initialisation du suivi

**Localisation du porte-avions.** Pour localiser le *patch*  $I_t$  dans la première image, un critère de similarité est calculé entre le *patch* et une fenêtre glissante de l'image initiale, dans la zone de recherche établie Section 2.2.2.1. Ce critère de similarité doit être robuste aux changements d'illumination qui interviennent en fonction de l'heure de la journée et des conditions climatiques. Le coefficient de corrélation croisée normalisée autour de zéro (ZNCC) répond

à ces impératifs et sa formulation le rend invariant aux changements affines de luminosité [Gonzalez 2008]. Ce critère est défini par l'équation :

$$\gamma(x, y) = \frac{\sum_{v=0}^{h-1} \sum_{u=0}^{w-1} \tilde{I}_t(u, v) \tilde{I}(x+u, y+v)}{\sqrt{\sum_{v=0}^{h-1} \sum_{u=0}^{w-1} \tilde{I}_t(u, v)^2 \sum_{v=0}^{h-1} \sum_{u=0}^{w-1} \tilde{I}(x+u, y+v)^2}} \quad (2.17)$$

avec  $\tilde{I}_t(u, v) = I_t(u, v) - \bar{I}_t$  et  $\tilde{I}(x+u, y+v) = I(x+u, y+v) - \bar{I}$ , où  $\bar{I}_t$  et  $\bar{I}$  sont les moyennes respectives du *patch* et de la fenêtre glissante de l'image  $I$ .

Le pixel de coordonnées  $(u^*, v^*)$  correspond au maximum de ce critère de similarité entre le *patch* et l'image courante. Ces coordonnées représentent donc la position du *patch* dans l'image courante. Toutefois, ce critère ne prend pas en compte des changements localisés dans l'image, tels des artefacts ou la présence d'avions sur la piste, contrairement à d'autres critères. Par exemple, l'information mutuelle normalisée présente l'avantage d'être robuste à des occultations et aux changements complexes d'illumination, et de pouvoir travailler avec des images multimodales [Studholme 1999]. Cette méthode nécessite cependant un temps de calcul conséquent.

**Initialisation du suivi.** Cette étape dépend du type de suivi utilisé :

- Dans le cas du suivi 3D, que nous décrirons en Section 2.3.2.1, la pose initiale est calculée à l'aide des positions des quatre coins de la piste dans l'image  $I$ , elles-mêmes déterminées avec leurs positions dans le *patch*  $I_t$  et la position du maximum du critère de similarité. Le problème d'estimation de pose repose sur les positions dans l'image et dans l'espace 3D des quatre points et est résolu par une méthode non linéaire d'asservissement visuel virtuel [Sundareswaran 1999, Marchand 2002], semblable à une minimisation itérative de type Gauss-Newton.
- Dans le cas du suivi 2D décrit en Section 2.3.2.2 qui suit un *patch* défini de l'image de référence  $I_r$ , l'homographie initiale est celle calculée dans la Section 2.2.2.2.

On ajoutera que la pose et l'homographie initiales ne correspondent pas exactement aux vraies valeurs du fait de l'imprécision de la balise TACAN mais, en pratique, elles se sont avérées suffisamment correctes pour assurer une initialisation des algorithmes.

**Robustesse aux variations d'attitude du porte-avions.** Lorsque la mer est formée, le porte-avions est soumis à des variations d'attitude sur ses trois axes, pouvant compliquer la tâche de détection du *patch* représentant la piste. En effet, du fait de la longueur de la piste et de l'angle d'observation qui est très faible par rapport au pont, une faible variation de l'angle de tangage du PA, de l'ordre de 1 degré, engendre une variation conséquente de la piste dans l'image, comme présenté par l'image de la Fig. 2.7a. La transformation appliquée à l'image de référence ne prend pas en compte l'angle de tangage du porte-avions, supposé inconnu. Ainsi le *patch* généré est celui de la Fig. 2.7b et ne correspond pas vraiment à l'état actuel de la piste. Cette déformation apparaît très importante pour le *patch* représentant le pont d'après la courbe d'aire normée  $a/a_0$  du *patch* du pont de la Fig. 2.8, où  $a$  est l'aire du *patch* pour l'angle de tangage du PA et  $a_0$  l'aire du *patch* pour l'angle de tangage nul. Ainsi

cette déformation fausse la localisation du *patch* par le maximum du critère de similarité. Les variations autour des axes de roulis et de lacet sont de moindre importance pour la détection. Différentes solutions sont envisageables pour remédier à ce problème :

- Soit détecter le PA avec une banque de *patches* pris pour différents angles de tangage du PA. C'est une solution coûteuse en temps de calcul mais qui fournit une approximation du tangage initial du navire
- Soit remplacer la piste par la poupe du bâtiment en tant que *patch* de recherche. En effet, la variation d'attitude du navire n'engendre que peu de déformation pour le *patch* représentant la poupe, comme présenté Fig. 2.7c et Fig. 2.8. Par ce biais, le *patch* représentant la poupe est bien détecté. Même si l'initialisation des algorithmes de suivi considère le porte-avions à plat, ce qui n'est pas le cas, la robustesse du suivi permet de compenser cet effet en se recalant sur le porte-avions.

Ces deux solutions peuvent s'utiliser en complément pour vérification.

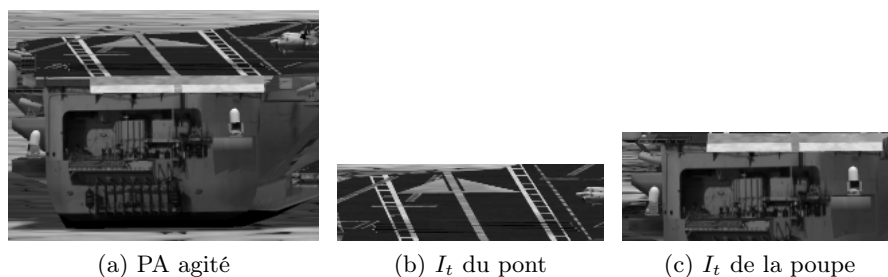


FIGURE 2.7 – (a) Une variation de l'angle de tangage du porte-avions de -1 degré engendre dans l'image une piste très compactée, alors que le *patch*  $I_t$  du pont (b), provenant de l'image de référence transformée  $I_w$  ne prend pas en compte cette déformation. Le *patch*  $I_t$  de la poupe ne suit que peu de variations et est donc adapté à la détection (c).

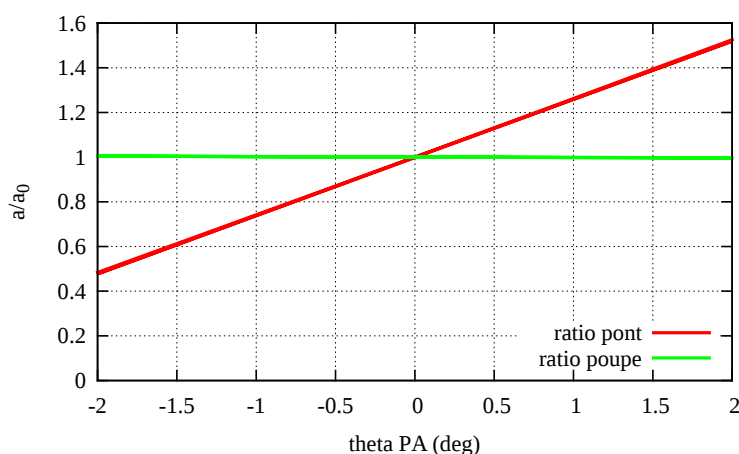


FIGURE 2.8 – Ratio de l'aire  $a$  des *patches* du pont et de la poupe normée par l'aire  $a_0$  du *patch* à angle de tangage nul en fonction du tangage du porte-avions.

La méthode proposée repose sur l'utilisation des capteurs de l'avion pour détecter le porte-

avons dans l'image et initialiser les algorithmes de suivi. La partie suivante présente une évaluation de cette méthode sur des images réelles et synthétiques.

### 2.2.3 Évaluation de la méthode de détection

La méthode de détection est évaluée à l'aide de séquences réelles et du simulateur générant des images réalistes présentés en Section 1.6. Cela a pour objectif de valider notre approche sur des images réelles dont nous ne disposons qu'en faible nombre et de conforter cette validation sur le simulateur avec lequel nous pouvons faire varier différents paramètres. On rappelle que la détection correspond ici à la localisation du porte-avions dans l'image et à l'initialisation des algorithmes de suivi 3D et 2D. Le suivi 3D basé modèle et le suivi 2D dense seront respectivement présentés en Section 2.3.2.1 et en Section 2.3.2.2. Pour une meilleure compréhension quant aux succès des initialisations des suivis, nous les introduisons brièvement ici. Le suivi 3D basé modèle estime la pose entre le porte-avions et la caméra en utilisant un modèle 3D des contours tandis que le suivi 2D dense suit un *patch* représentant le pont en estimant une homographie entre le *patch* de l'image courante et le *patch* d'une image de référence.

#### 2.2.3.1 Images réelles

Cette partie a pour objet la validation de la méthode de détection sur des images réelles de modalité visible et infrarouge présentée dans la section précédente. L'évaluation sur des séquences réelles présente l'intérêt de leur représentativité par rapport à des images d'un générateur synthétique ne modélisant qu'une partie des effets physiques. Cependant, le nombre de séquences est limité. De plus, pour ces vidéos récupérées sur Internet, la qualité n'est pas optimale et aucune mesure des capteurs de l'avion, dont celle du transpondeur TACAN, n'est disponible. C'est pourquoi une adaptation de la méthode de détection proposée est nécessaire.

Ainsi, l'évaluation se base sur un ensemble d'images extraites d'images données. Les quatre coins de la piste ont été sélectionnés manuellement pour chaque image. Pour toutes les images de la séquence, le maximum du critère de similarité ZNCC entre l'image courante et une image donnée est enregistrée. Afin d'étudier l'efficacité de la méthode de détection, l'initialisation de la pose d'un algorithme de suivi 3D est effectuée et évaluée visuellement.

**Modalité visible.** L'évaluation de la méthode de détection sur des images de modalité visible repose sur la séquence A, illustrée par les Figs 2.9a-2.9d. Les images utilisées pour la détection sont issues des images de la séquence et présentées Figs. 2.9e-2.9g.

La valeur maximale du coefficient de similarité ZNCC, illustrée Fig. 2.9h, fournit une indication de la ressemblance entre le *patch* et la zone de l'image la plus similaire à cette image. Ce coefficient reste d'une valeur importante sur une vaste étendue d'images. Par exemple, pour l'image 170, le coefficient est au dessus de 0.8 entre les images 140 et 205. Pour cette séquence, on remarque un lien empirique entre une valeur seuil du critère de similarité, d'environ 0.8 et du succès de l'initialisation du suivi. En effet, plus ce coefficient tendra vers 1, plus les quatre coins de l'image correspondront à ceux de l'image courante et permettront une initialisation de l'algorithme de suivi. Ainsi, trois *patches* suffisent pour réussir à faire la détection et l'initialisation du suivi sur toute la séquence. Toutefois, il serait hasardeux de juger du succès de l'initialisation du suivi par la valeur de ce critère de similarité qui dépendra de la texture de la scène et des conditions de visibilité. En complément de la

valeur de ce critère de similarité, il faudrait vérifier l'initialisation par un moyen propre au suivi ou à l'aide des capteurs de l'avion, comme la centrale inertielle ou le transpondeur TACAN, en prenant en compte ses imprécisions.

**Modalité infrarouge.** L'efficacité de la méthode de détection sur des images infrarouges repose sur la séquence C, illustrée par les Figs. 2.10a-2.10d. Cette séquence représente un survol d'un porte-avions durant une nuit et n'est donc pas complètement représentative d'un appontage, néanmoins la modalité infrarouge de cette vidéo est intéressante à étudier du fait de sa relative invariance aux conditions de luminosité. Des imagerie représentant le pont sont présentées Figs. 2.10e-2.10g et la valeur maximale du critère ZNCC est illustrée Fig. 2.10h.

Quelle que soit l'imagerie utilisée, on remarque que l'évolution de la valeur maximale du critère est caractérisée par une même forme dont la largeur évolue en fonction de l'imagerie considérée. Plus l'imagerie employée correspond à une position proche du porte-avions, plus la largeur du pic de similarité devient étroit du fait de la variation de la taille du navire de l'image. De plus, par rapport à la modalité visible, la modalité infrarouge présente un contraste important entre les pixels composant le porte-avions avec notamment ses catapultes, expliquant aussi l'étroitesse du pic. Concernant l'initialisation du suivi, elle est réussie autour des pics de similarité, comme dans le cas visible. Pour obtenir une initialisation du suivi pour toutes les images de la séquence, il faudrait donc davantage de *patches*.

### 2.2.3.2 Images synthétiques

On rappelle que le terme détection comprend ici la localisation du porte-avions dans l'image et l'initialisation des algorithmes de suivi 3D et 2D. La détection est ici évaluée à l'aide du simulateur d'images synthétiques utilisant les capteurs A et B présentés en Section 1.6 en faisant varier l'attitude du navire.

Les résultats présentés Fig. 2.11 correspondent à une position initiale située à 4500m du porte-avions, pour des erreurs latérale et verticale de respectivement -250m et 80m par rapport à la trajectoire désirée. Les erreurs des mesures provenant du transpondeur TACAN sont de 1 degré et de -185m. Elles correspondent à un des cas définissant la zone de recherche présentée dans la Section 2.2.2.1. Ces erreurs provoquent un défaut de centrage du porte-avions dans l'image initiale comme illustré sur les images de la colonne gauche de la Fig. 2.11.

À partir de l'image de référence présentée Fig. 2.11a, le *patch* de détection représentant la poupe du navire est construit à l'aide de la pose biaisée par les mesures du TACAN, comme présenté en Section 2.2.2.2. Comme déjà évoqué en Section 2.2.2.3, employer un *patch* de la poupe permet d'obtenir des résultats plus robustes vis-à-vis des variations d'attitude du porte-avions qu'en utilisant un *patch* de la piste.

Pour les différents capteurs A et B et pour deux angles de tangage présentés, la localisation de la poupe dans l'image est effectuée avec succès par la méthode présentée en Section 2.2.2.3 comme on peut le constater Fig. 2.11. Les algorithmes de suivi sont initialisés en considérant un porte-avions avec des angles de roulis et de tangage nuls. Cette hypothèse est suffisante pour le suivi basé modèle 3D qui, par sa robustesse, se recalcule sur les contours du porte-avions comme présenté sur les images de la colonne droite de la Fig. 2.11.

Concernant l'initialisation du suivi 2D, elle fonctionne pour des erreurs importantes du TACAN mais seulement avec des variations limitées d'attitude du porte-avions (non présentées dans ce document). En effet, le *patch* suivi par cet algorithme doit être un plan et est,

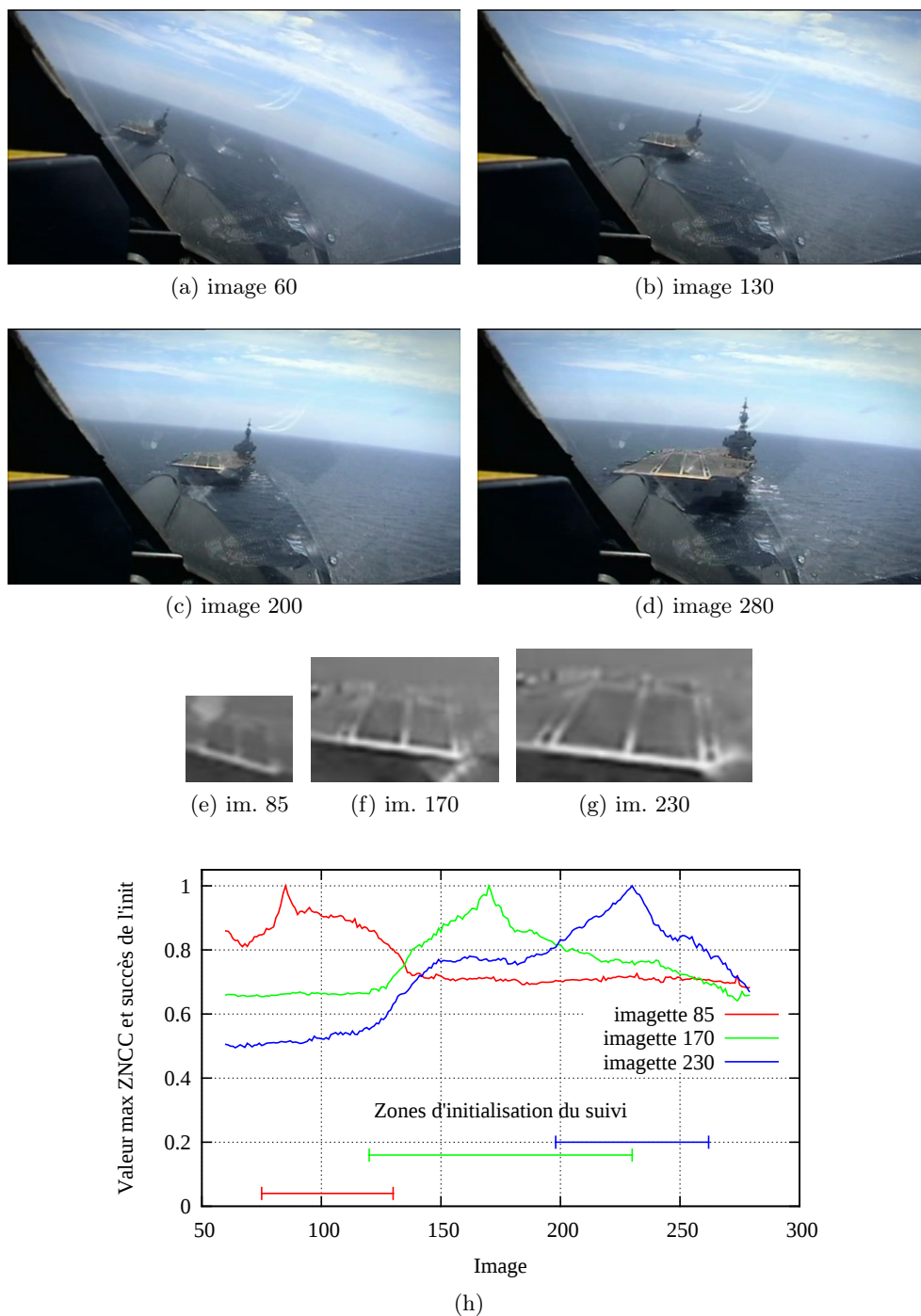


FIGURE 2.9 – Séquence A. Évolution de la valeur maximale du critère de similarité et succès de l'initialisation du suivi (h) en fonction des images de la séquence (a-d) pour différentes imagerie (e-g)



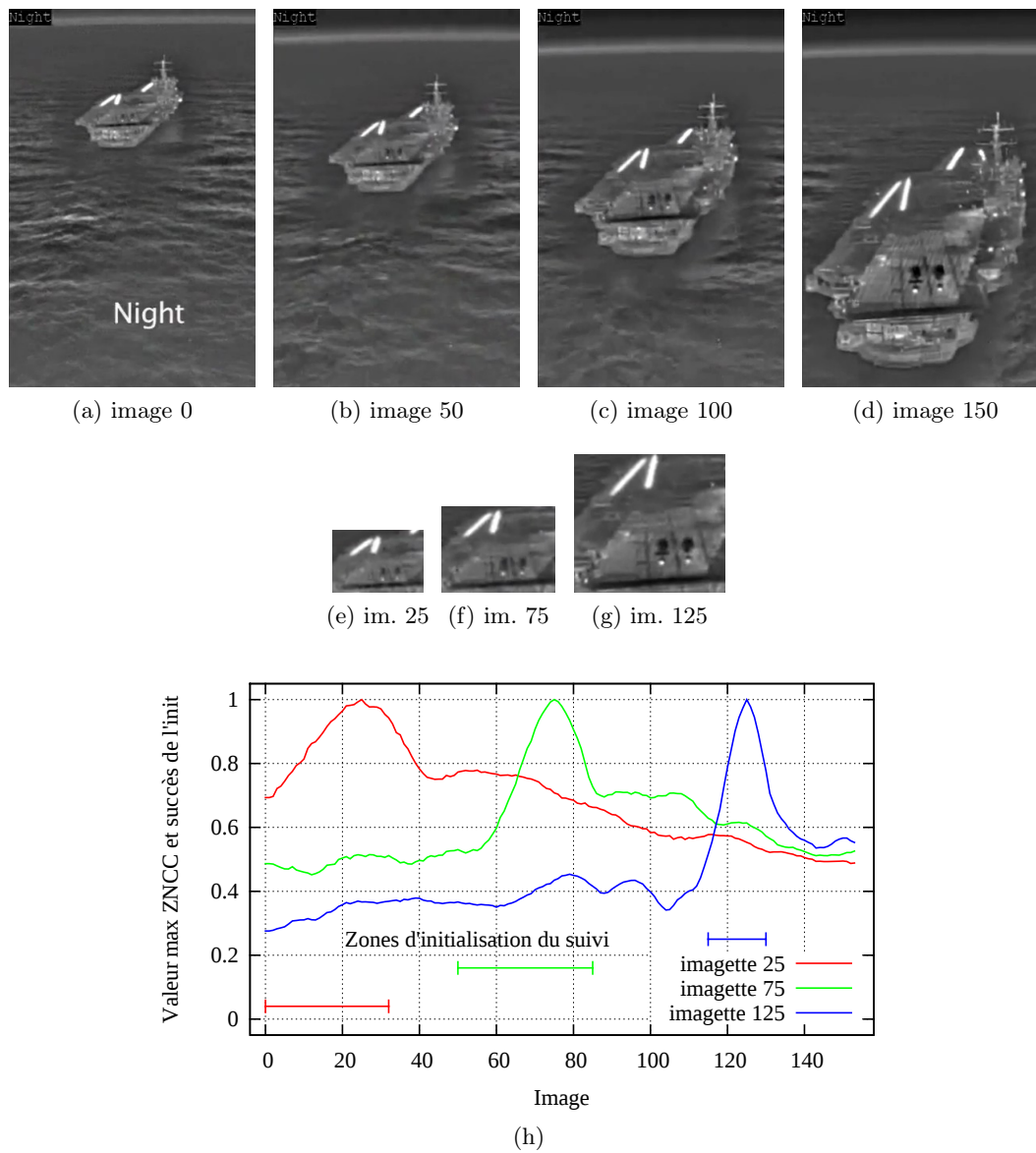


FIGURE 2.10 – Séquence C. Évolution de la valeur maximale du critère ZNCC (h) en fonction des images de la séquence (a-d) pour différentes imageries du pont (e-g)

dans notre application, la piste. Une variation de 1 ou -1 degré engendre une transformation importante du *patch* représentant la piste par rapport au *patch* du porte-avions à angle de tangage nul. Considérant comme première image le *patch* du porte-avions à angle de tangage nul, le suivi ne parvient pas à se recalculer sur le *patch* de la piste pour des angles de tangage importants et le suivi échoue. Le suivi 2D est donc moins robuste que le suivi 3D basé modèle vis-à-vis des erreurs d'initialisation dues aux variations d'angle de tangage. Reposant sur la méthode proposée, un moyen direct pour étendre la zone de succès de l'initialisation serait de considérer plusieurs *patches* en faisant varier l'attitude du porte-avions. Le facteur de similarité maximal issu de chaque *patch* serait comparé à celui des autres pour déterminer l'angle de tangage du porte-avions.

La méthode de détection a été évaluée sur des images réelles et synthétiques. La détection permet de fournir une initialisation robuste aux changements de luminosité, aux erreurs provenant des mesures du transpondeur TACAN et aux variations d'attitude du porte-avions concernant le suivi 3D. Le suivi 2D est cependant plus sensible aux variations d'attitude du navire. En utilisant la méthode proposée fondée sur l'emploi des capteurs de l'avion, le pont du porte-avions est maintenant localisé dans l'image de la caméra et les données nécessaires à l'initialisation des algorithmes de suivi ont été déterminées à l'aide d'une image de référence. La section suivante présente ces algorithmes de suivi et les évalue sur des images réelles et synthétiques.

## 2.3 Suivi du porte-avions

Le navire a été détecté dans l'image et doit être suivi au cours du temps pour calculer les informations nécessaires à la commande. Cette section présente un état de l'art de la localisation d'une piste par rapport à une caméra et deux algorithmes de suivi qui seront évalués sur des images réelles. Le premier estime la pose entre le porte-avions et la caméra à l'aide d'un modèle des contours du navire alors que le second calcule une transformation entre l'image courante et une image de référence.

### 2.3.1 État de l'art de la localisation d'une caméra par rapport à une piste

La localisation 3D d'une caméra par rapport à une piste terrestre est un sujet étudié depuis maintenant une vingtaine d'années. Des études ont d'abord été conduites pour déterminer le type de capteurs le plus efficace pour distinguer la piste lors de conditions de vol dégradées avec de la pluie, de la neige et du brouillard [Absi 1993, Norris Jr 1999]. Par la suite, [Kerr 1995] a proposé une fusion de différentes bandes infrarouges pour bénéficier de leurs avantages respectifs afin de repérer la piste et d'afficher sa forme et son éclairage au pilote. Les tests en simulation et en vol ont permis de fournir les premiers résultats pour des applications civiles et militaires [Brown 1996, Bui 1997, Guell 2000] et sont à l'origine de brevets [Tarleton Jr 2000]. Les méthodes de localisation 3D de la caméra par rapport à la piste s'appuient sur différentes primitives, basées sur des points, des contours ou l'ensemble des pixels d'une image (*patch*).

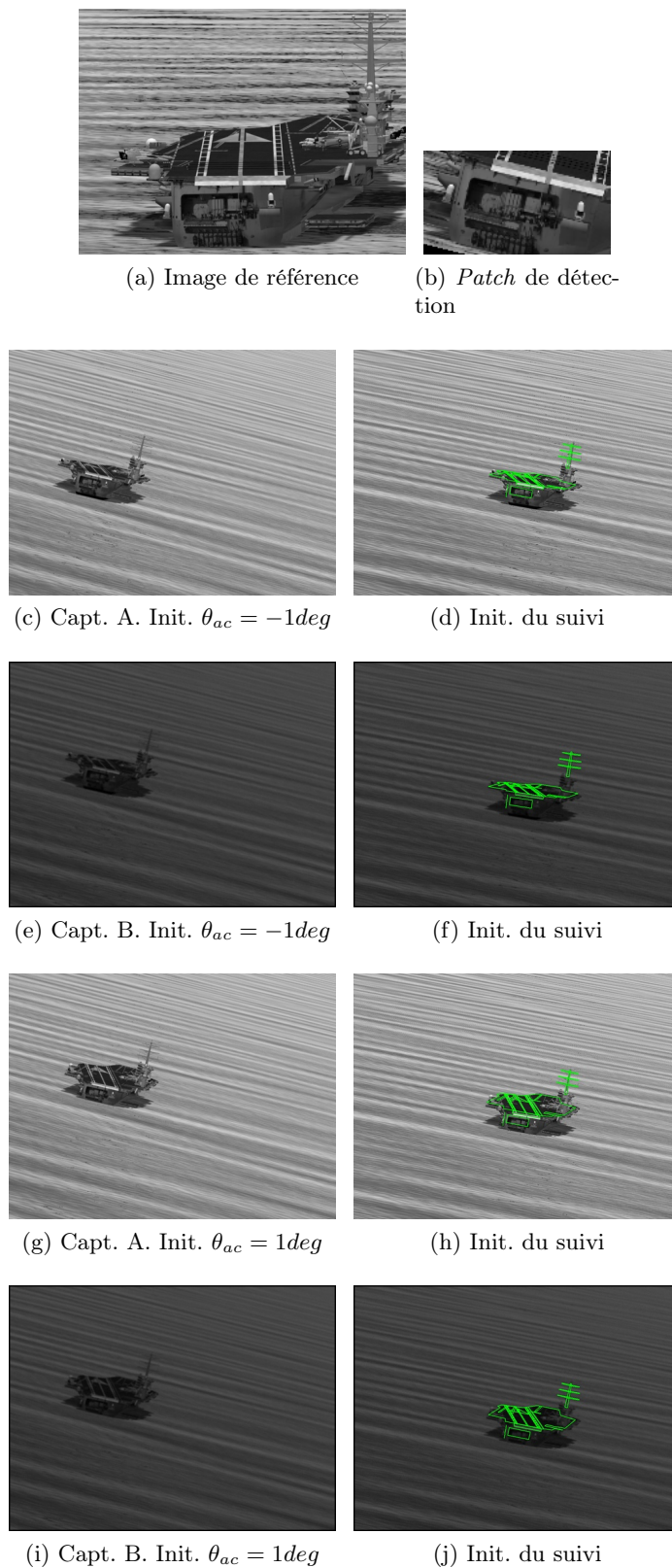


FIGURE 2.11 – Images synthétiques. Détection et initialisation du suivi 3D basé modèle à 4500m du porte-avions pour différents angles de tangage avec une erreur du TACAN de 1 degré et de -185m pour des images provenant des capteurs A et B.

### 2.3.1.1 Points caractéristiques

Cette catégorie d'algorithmes se base sur des points de nature très différentes : trois sources lumineuses, l'éclairage entier d'une piste, des points connus d'une mire ou même des points quelconques d'une scène pour déterminer la pose (position et orientation) par rapport à une piste.

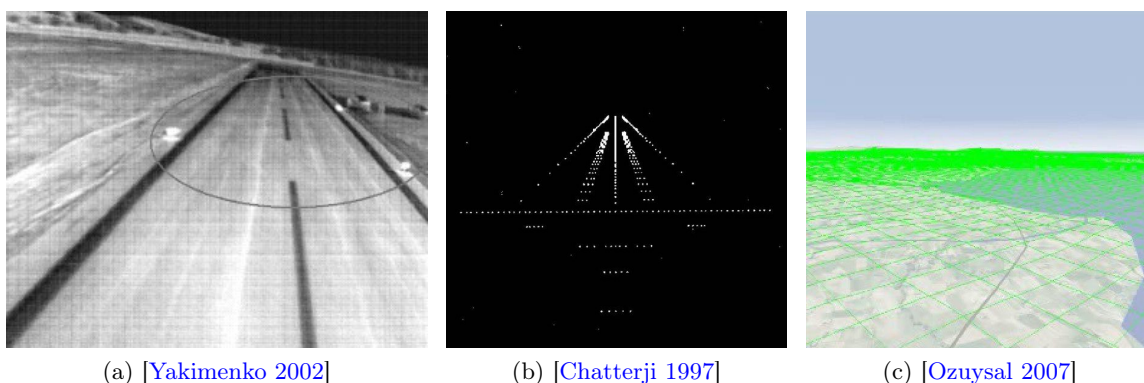


FIGURE 2.12 – Localisation basée points

**Sources ponctuelles.** Afin de simplifier le traitement d'images et d'être plus robuste aux conditions de visibilité, l'US Navy a étudié la localisation d'une caméra par rapport à une piste à l'aide de trois sources infrarouges positionnées sur le tarmac, dans le cadre de l'appontage d'un avion [Ghyzel 2000, Yakimenko 2002]. Un seuillage de l'image infrarouge permet l'extraction des points de l'image présentée Fig. 2.12a. Utilisant un *a priori* sur leur position 3D, ces points sont appariés avec les sources lumineuses de position connue, pour permettre l'estimation de la pose par résolution géométrique. Ce problème n'ayant pas de solution unique, cette étude propose une méthode pour déterminer la bonne. Cette estimation fournie par la vision est fusionnée avec les autres capteurs disponibles dans le but d'aboutir à un atterrissage automatique sur navire. Cette utilisation de sources infrarouges rappelle le Système d'Appontage et de Décollage Automatique (SADA) de DCNS présenté Fig. 1.19b ou celui quasi identique, mais fonctionnant avec des marqueurs dans le domaine visible, de [Martínez 2011b]. Dans ces derniers cas, les sources sont positionnées sur le drone et l'estimation de pose est effectuée dans un domaine plus restreint que dans [Yakimenko 2002]. On retrouve cette utilisation de balises pour la localisation d'un hélicoptère par rapport à un navire dans [Yang 2011b] avec un filtre de Kalman combinant les informations inertielles, GPS et visuelles. Afin d'améliorer la localisation à l'aide de trois points, la NASA s'est intéressée à l'usage de deux caméras montées sur chaque aile dans [Liu 2006]. La mise en correspondance de ces points étant facilitée par la recherche le long des lignes épipolaires. Cette étude présente une caractérisation de la méthode en fonction du bruit lors de l'extraction des points, des paramètres de distorsion des caméras ou du fléchissement des ailes. Autre moyen d'améliorer l'estimation de pose : utiliser quatre points, ce qui permet en théorie de réduire à une seule le nombre de solutions possible. Dans [Proctor 2005], la localisation s'effectue par rapport à quatre balises positionnées aux extrémités de la piste, dont les coordonnées dans l'image entrent dans le modèle de mesure d'un filtre de Kalman. La localisation de drone par rapport à une zone d'atterrissage en utilisant trois ou

quatre points, fait encore l'objet de publications [Can 2008, Tang 2011, Cao 2012, Li 2012]. Toutefois, on objectera à l'utilisation de trois ou quatre points le manque de robustesse. En effet, une erreur d'extraction de ces points engendre une forte erreur sur la pose estimée qui est très dépendante de la distance à la piste [Sridhar 1996].

**Éclairage de la piste.** La NASA s'intéresse à l'atterrissage basé vision dans le domaine visible. [Sridhar 1996] étudie la sensibilité de la mesure basée image vis-à-vis de la pose de l'avion par rapport à la piste, dans le but de corriger l'estimation de pose. Pour des atterrissages de nuit par beau temps, simplifiant considérablement la segmentation des sources lumineuses, [Menon 1996, Chatterji 1997] présentent plusieurs algorithmes d'estimation de pose basés sur l'éclairage de la piste de la Fig. 2.12b. Les sources lumineuses sont segmentées, leurs moments discrets sont calculés et constituent une mesure entrant dans un filtre de Kalman prenant en compte les mesures GPS. Cette approche de fusion entre vision et GPS est revisitée dans [Daquan 2007] avec un modèle simple de l'éclairage de la piste. L'inspection de l'éclairage de la piste depuis un avion est aussi étudiée dans [Niblock 2008]. Elle repose sur la mise en correspondance entre un modèle des éclairages de la piste et les points de l'image et est comparée avec des approches classiques d'extraction de points et de suivi comme le KLT [Shi 1994] et les points d'intérêt SIFT [Lowe 1999], l'initialisation reposant sur une détection de la ligne centrale par une transformée de Hough.

**Mire.** Dans le cas d'atterrissage d'hélicoptère sur des héliports, toits d'immeubles, plateformes pétrolières, un symbole en forme de **H** est souvent présent. Basé sur ce fait, des travaux estiment la pose à l'aide d'une mire dont la forme est connue. Dans [Sharp 2001], une segmentation reposant sur l'étude d'un histogramme est réalisée pour ensuite détecter les points remarquables de la mire, les mettre en correspondance avec ceux d'un modèle de la mire et ainsi réaliser l'estimation de la pose par optimisation non linéaire initialisée par la solution d'une optimisation linéaire.

**Points quelconques de la scène.** Dans le but de ne plus dépendre d'objets simples, comme des mires, et d'étendre la localisation vers des environnements naturels et plus complexes, les points d'intérêt peuvent être utilisés pour le suivi, la localisation et la reconnaissance. [Shakernia 1999a, Shakernia 1999b] se sont intéressés à la manière d'estimer et de caractériser le mouvement d'un engin volant près d'une zone d'atterrissage à l'aide de points localisés ou non sur un plan. Dans [Martínez 2011b], des points d'intérêt sont extraits afin d'estimer les homographies associées à des mouvements 3D de la caméra par rapport à une scène planaire. Connaissant la pose de l'image de référence, la pose initiale est calculée par décomposition de l'homographie. Dans le cadre du projet européen Pégase [Dassault Aviation 2009], visant à étudier l'atterrissage sur piste par la vision, une localisation proposée par l'EPFL est basée sur des points d'intérêt FERNS [Ozuysal 2007] dont les descripteurs sont stockés en mémoire et mis en correspondance avec les points extraits de l'image courante, présentés Fig. 2.12c. Dans [Miller 2008], l'homographie entre l'image courante et une image de référence est estimée à l'aide de points d'intérêt SIFT [Lowe 1999], pour calculer des primitives visuelles 2D utilisées dans un schéma de commande. Enfin, l'usage de points quelconques permet d'envisager l'atterrissage sur des zones pas ou peu préparées. Dans [Cesetti 2010], des points d'intérêts servent d'outils basiques pour la classification de zones sûres d'atterrissage.

### 2.3.1.2 Contour

La localisation par contour se base sur les bords de la piste ou l'utilisation d'un modèle plus complet comprenant les marquages et les abords, ce qui assure une bonne précision de localisation.

**Bords de la piste.** Reposant sur le même principe et inspirée par la détection de marquages au sol pour la robotique mobile ou l'automobile, une quantité importante d'études a adopté l'approche suivante : extraction des contours en appliquant les filtres de Sobel ou de Canny et transformée de Hough pour repérer les principales droites dans l'image [Sasa 2000, Shang 2007, Tandra 2008, Vladimir 2012]. Par exemple, dans [Sasa 2000, Zhang 2008, Xiang-Bin 2011], les droites parallèles de la piste, la ligne d'horizon et le point de fuite sont extraits et utilisés pour déterminer la pose. [Rives 2002] s'est intéressé à la reconstruction de la pose à l'aide des distances orthogonales entre les bords de la piste et le centre de l'image, moyennant l'hypothèse de petits angles. Le DLR a effectué des tests en vol d'algorithmes de localisation par rapport à la piste reposant sur l'hypothèse des petits angles, avec des images bispectrales en SWIR et LWIR pour améliorer la robustesse du traitement d'image [Doehler 2004, Doehler 2006]. Chaque canal est analysé séparément, prenant en compte les spécificités du canal observé, et les résultats comparés pour être ensuite fusionnés. Les outils employés font partie des outils "classiques" du traitement d'images, comme la détection de contours, le chaînage, la segmentation de la piste. Dans [LIU 2007], trois droites quelconques de l'environnement sont utilisées. Pour améliorer le résultat, un filtre de Kalman, prenant en compte les informations de l'avion est ajouté dans [Qiu 2003, Tsai 2008, Hamza 2009]. Les méthodes précédentes fournissent en sortie une localisation. [Barat 2008] propose de suivre la piste dans l'image en se servant de ses bords, à l'aide d'un contour actif représenté à partir de quatre points et illustré Fig. 2.13c. La particularité de ce contour actif est qu'il fonctionne avec des points saillants.

Ces méthodes estiment la pose avec peu d'informations, généralement les bords de la piste. Une mauvaise extraction peut ainsi conduire à une localisation faussée.

**Modèle des marquages de la piste.** La localisation passive par rapport à la piste d'un porte-avions est un sujet d'étude encore peu exploité. À ma connaissance, [Le Guilloux 1991] est le seul à s'être intéressé à ce problème à l'aide de techniques reposant sur les contours, présenté Fig. 2.13a. La méthode qu'il a proposée extrait les contours du marquage de la piste, les chaîne et met en correspondance les segments avec un modèle des marquages de la piste basé sur un *a priori* de la position initiale pour estimer la pose. En utilisant les mêmes outils de base, la détection du point de fuite et la recherche de contours le long des lignes épipolaires, la NASA a proposé un algorithme de localisation d'une caméra par rapport à une piste d'atterrissage en utilisant ses bords mais aussi ses marquages [Kasturi 1994]. Les méthodes précédentes sont constituées par sur une succession d'étapes indépendantes nécessitant le réglage de paramètres. Des approches plus intégrées, reposant sur des modèles de la piste d'atterrissage et de ses environs ont été utilisées. [Soni 1994] propose l'utilisation d'un modèle du contour de la piste. En partant d'une position que l'on pense proche de la réelle, une fonction de coût prenant en compte les contours du modèle et ceux de l'image courante, est calculée dans un espace discrétisé. Son minimum correspond à la localisation estimée, au prix d'un temps de calcul important et d'une imprécision dépendant du pas choisi. Un algorithme de suivi, développé à l'origine pour le domaine spatial et hybridé avec



un filtre de Kalman est appliqué pour la localisation par rapport à une piste dans [Fürst 1999]. Dans le projet européen Pégase, les études menées par l'équipe Lagadic de l'Inria sur le suivi basé modèle 3D [Comport 2006] ont prouvé la précision et la généricité de l'algorithme pour l'atterrissage. En effet, ce suivi ne nécessite pas d'hypothèses particulières sur la géométrie à suivre, permettant l'emploi de modèles linéiques complexes. Cet algorithme sera présenté de manière plus approfondie dans la Section 2.3.2.1. La Fig. 2.13d présente la projection dans l'image du modèle suivi (en vert) sur les contours du paysage survolé.

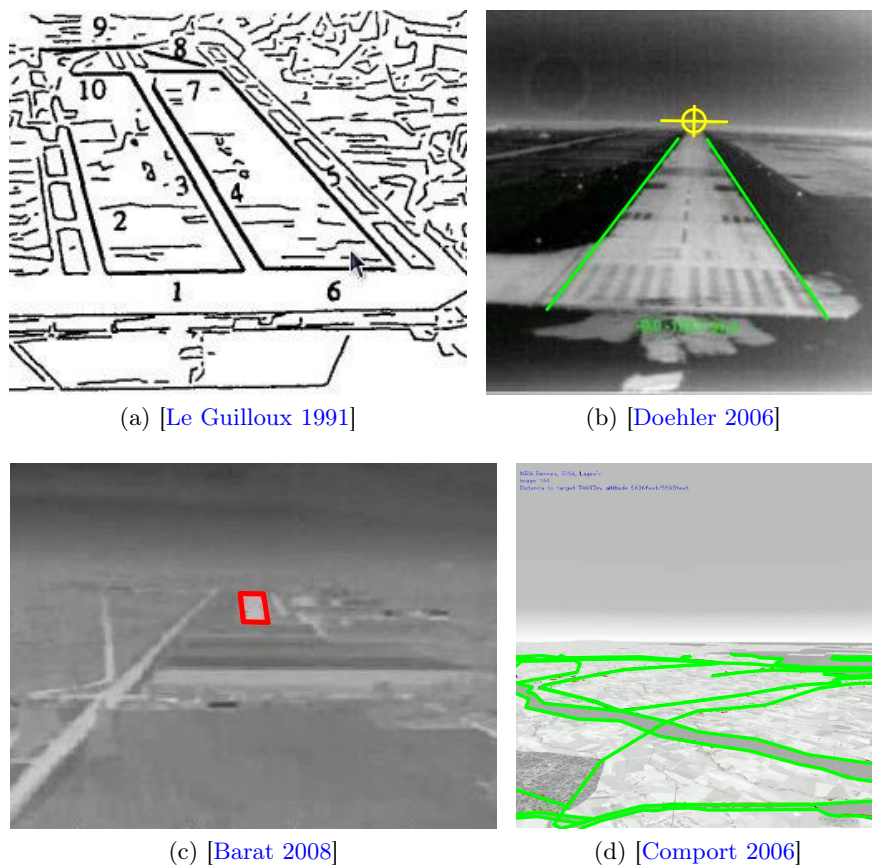


FIGURE 2.13 – Localisation basée contour

### 2.3.1.3 Dense

Le qualificatif dense des méthodes présentées dans cette section concerne l'utilisation des valeurs des pixels d'un patch de l'image. [Soni 1994] propose aussi une fonction de coût calculée, de manière exhaustive, à l'aide d'une image noir et blanc générée avec le modèle de la piste et l'image courante binarisée. Une approche plus simple encore est proposée dans [Meng 2006]. La piste est d'abord segmentée et l'image binarisée. Le somme des carrés des différences (SSD) est ensuite calculée, de manière exhaustive, entre un masque et une zone d'intérêt de l'image binarisée courante, pour estimer la position de la piste dans l'image. On peut objecter la faible robustesse de la méthode quant aux variations de luminosité et de taille de la piste dans l'image, qui n'est pas directement prise en compte.



Des méthodes ne nécessitant pas de traitement d'images bas niveau et prenant en compte les déformations dans l'image liées à la trajectoire d'atterrissage permettent d'obtenir une localisation par rapport à la piste. Dans le cadre du projet européen Pégase, un algorithme de suivi de plan dans l'image a été implémenté par l'IST et l'équipe Arobas de l'Inria pour l'atterrissage par asservissement visuel [Gonçalves 2010], présenté Fig. 2.14a. L'algorithme estime l'homographie entre le plan contenu dans une image de référence et ce même plan de l'image courante. La méthode repose sur la minimisation du critère de similarité SSD utilisant la valeur des pixels des patches des deux images. Cette méthode a été aussi employée dans [Gong 2006] et testée en vol dans [Martínez 2011a] et est présentée en Section 2.3.2.2. Dans le prolongement de cette classe de méthodes, un suivi multimodal par maximisation de l'information mutuelle entre les pixels des deux patches a été employé dans [Dame 2012b] pour estimer l'homographie entre l'image courante infrarouge et une image de référence prise par un satellite dans le domaine visible, présentées Fig. 2.14b. On notera que la pose à l'image courante peut être calculée en décomposant la matrice d'homographie et sous réserve de la connaissance de la pose de l'image de référence. L'utilisation de l'information mutuelle en tant que critère à minimiser engendre des temps de calcul conséquents, mais d'autres critères permettent de faire un suivi multimodal limité avec des temps de calcul plus faibles [Richa 2011].

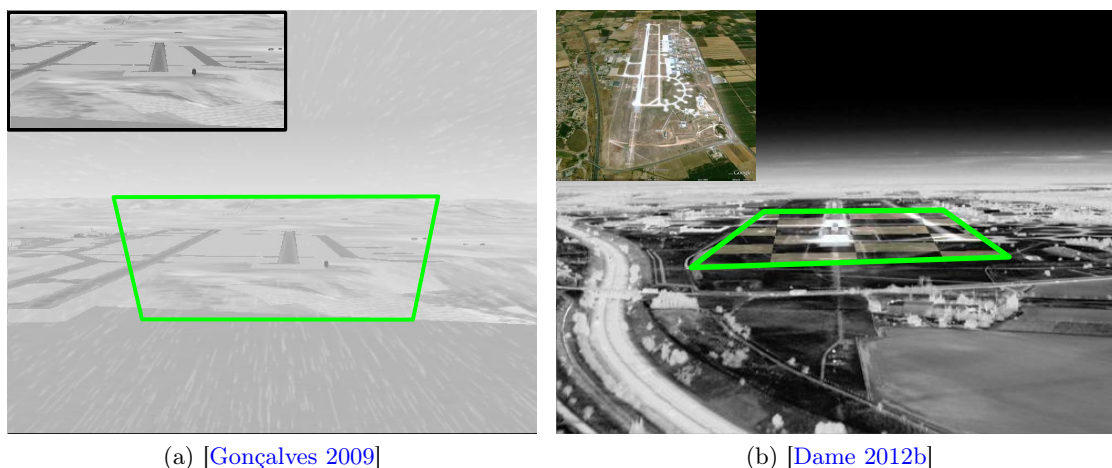


FIGURE 2.14 – Suivis denses de la piste lors d'atterrissage à l'aide d'une image de référence

Les techniques de détection et de localisation appliquées à l'atterrissage repèrent et suivent la piste au cours du temps. La section suivante présente les suivis que l'on utilisera dans le cadre de cette étude.

### 2.3.2 Algorithmes de suivi utilisés

Déjà appliquées à l'atterrissage sur piste, deux catégories de suivi sont étudiées dans cette section pour l'apportage : le suivi 3D basé modèle (Section 2.3.2.1) et le suivi dense de plan (Section 2.3.2.2). On appelle suivi, un algorithme se basant sur une estimation précédente

d'une transformation pour calculer la nouvelle transformation. Grâce à cette méthodologie, le suivi profite d'un temps de calcul réduit et d'une bonne précision. Les algorithmes de suivi 3D et 2D reposent sur l'estimation des paramètres d'une transformation par une minimisation itérative d'un critère dépendant de ces paramètres. Du choix du critère et de la méthode d'optimisation dépendent le domaine et le taux de convergence de l'algorithme de suivi. Ces algorithmes de suivi sont employés sans filtrage d'aucune sorte afin de déterminer leur performance native.

### 2.3.2.1 Suivi 3D basé modèle

Cet algorithme estime la pose courante  ${}^c\mathbf{M}_o(t)$  entre le porte-avions et la caméra à partir d'une image  $I(t)$  en se basant sur la pose précédente  ${}^c\mathbf{M}_o(t - t_e)$ , où  $t_e$  est la période d'échantillonnage, et un modèle des contours visibles de l'objet à suivre, illustrés Fig. 2.15a. De plus, il nécessite une pose initiale, ici fournie par la détection.

Le fonctionnement de cet algorithme du suivi est décrit dans [Comport 2006]. L'implémentation que nous avons utilisée est disponible dans la librairie open-source ViSP [Marchand 2005]. Cet algorithme a déjà été employé dans de nombreuses applications comme le suivi d'objets ou de satellites dans le domaine spatial [Dionnet 2007, Petit 2011] ou l'assemblage de MEMS [Tamadazte 2009]. De même, ce fut un des algorithmes testés dans le cadre du projet européen Pégase [Dassault Aviation 2009] ayant pour thème l'atterrissage automatique basé vision.

**Principe.** Une nouvelle image est acquise alors que le suivi a connaissance de l'estimation de la pose précédente. Entre les deux images, un mouvement entre la caméra et l'objet a modifié la projection dudit objet dans l'image. La nouvelle pose  ${}^c\mathbf{M}_o(t)$  va être estimée par la minimisation d'un critère, ici d'une erreur entre les  $N$  primitives observées  $\mathbf{s}^*$  et les valeurs des  $N$  primitives  $\mathbf{s}$  déterminées par la projection du modèle 3D selon l'ancienne pose  ${}^c\mathbf{M}_o(t - t_e)$ . Le problème d'optimisation avec la pose définie par  $\mathbf{r}$  s'exprime par :

$$\hat{\mathbf{r}} = \arg \min_{\mathbf{r}} \sum_{i=0}^N (\mathbf{s}_i(\mathbf{r}) - \mathbf{s}_i^*)^2 \quad (2.18)$$

Une illustration représentative du processus d'optimisation est celle d'une caméra virtuelle à laquelle on applique une vitesse dans le but de réduire l'erreur entre les contours de l'objet et les contours du modèle 3D projeté, de manière itérative.

**Recherche de primitives.** Tout d'abord, le modèle de l'objet est projeté dans l'image avec la pose précédente  ${}^c\mathbf{M}_o$ , chaque segment du modèle projeté de l'image est échantillonné. Pour un point échantillonné, un masque de convolution orienté en fonction de l'angle du contour est appliqué le long de la normale, afin de déterminer la position du contour le plus ressemblant au contour de l'image précédente. Ces masques orientés sont pré-calculés et indexés pour y accéder rapidement.

**Écriture de l'erreur et matrice d'interaction associée.** L'erreur  $d_l$ , distance orthogonale entre l'échantillon et le contour (voir Fig. 2.15b), est définie par l'équation :

$$d_l = d_{\perp}(\mathbf{p}, \mathbf{l}(\mathbf{r})) = \rho(\mathbf{l}(\mathbf{r})) - \rho_d \quad (2.19)$$

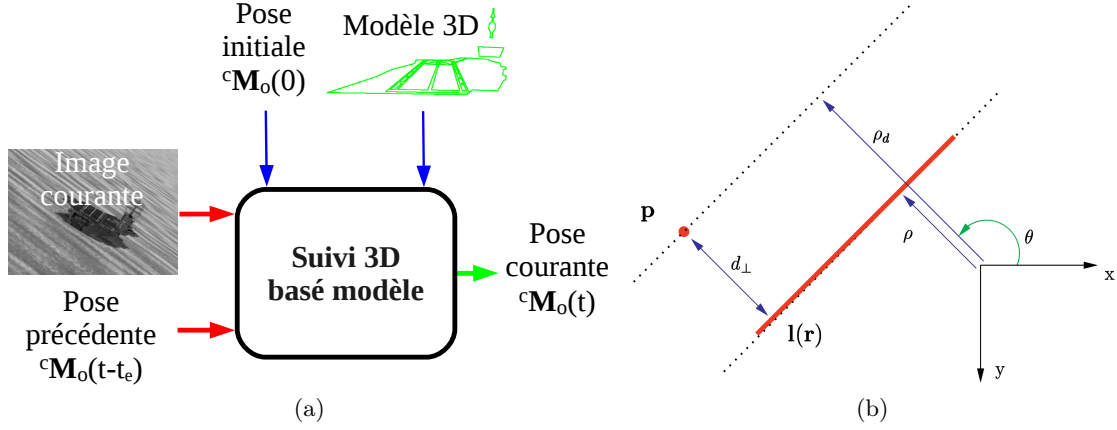


FIGURE 2.15 – (a) Entrées-sorties du suivi 3D basé modèle, (b) Définition de l'erreur à minimiser entre le contour du modèle et un point appartenant au contour de l'objet, figure tirée de [Comport 2006]

où  $\rho$  est la distance entre le contour considéré du modèle et le centre de l'image.  $\rho_d$  est la distance orthogonale à la droite parallèle au contour du modèle passant par le point  $\mathbf{p}$ .

La minimisation de l'erreur  $\mathbf{e} = \mathbf{s} - \mathbf{s}^*$  utilise la méthode d'asservissement visuel virtuel afin de déterminer la nouvelle pose [Sundareswaran 1999, Marchand 2002]. cette méthode nécessite l'expression de la matrice d'interaction associée à la primitive visuelle utilisée. Pour cela, le lien entre le mouvement 3D de la caméra et celui des primitives visuelles 2D est décrit par l'équation (2.20) avec  $\mathbf{v}$  la vitesse de la caméra et  $\mathbf{L}_e = \mathbf{L}_s$  la matrice d'interaction associée à  $\mathbf{e}$ .

$$\dot{\mathbf{e}} = \mathbf{L}_e \mathbf{v} \quad (2.20)$$

Dans notre cas, la primitive utilisée est la distance  $d_l$ . Sa matrice d'interaction associée (pour un développement complet, on se référera à [Espiau 1992]) est définie par :

$$\mathbf{L}_{d_l} = \begin{bmatrix} \lambda_{d_l} \cos \theta \\ \lambda_{d_l} \sin \theta \\ -\lambda_{d_l} \rho \\ (1 + \rho^2) \sin \theta - \alpha \rho \cos \theta \\ -(1 + \rho^2) \cos \theta - \alpha \rho \sin \theta \\ -\alpha \end{bmatrix}^T \quad (2.21)$$

avec  $\lambda_{d_l} = \lambda_\rho + \alpha \lambda_\theta$  où  $\lambda_\theta = (A_2 \sin \theta - B_2 \cos \theta)/D_2$ ,  $\lambda_\rho = (A_2 \rho \cos \theta + B_2 \rho \sin \theta + C_2)/D_2$ , et  $A_2 X + B_2 Y + C_2 Z + D_2 = 0$  qui est l'équation du plan 3D auquel appartient la droite de la Fig. 2.15b.

Pour prendre en compte tous les points échantillonnés, chaque primitive  $d_l$  et sa matrice d'interaction  $\mathbf{L}_{d_l}$  sont stockées dans le vecteur d'erreur  $\mathbf{e}$  et une matrice  $\mathbf{L}_s$ .

**Minimisation robuste de l'erreur.** La loi de commande est utilisée pour calculer la vitesse à appliquer à la caméra virtuelle pour assurer une décroissance exponentielle de l'erreur :

$$\mathbf{v} = -\lambda(\mathbf{D}\mathbf{L}_s)^+ \mathbf{D}(\mathbf{s} - \mathbf{s}^*) \quad (2.22)$$

où  $\lambda$  est le gain et  $\mathbf{D}$  est une matrice diagonale de poids, pondérant chaque mesure en fonction de la confiance accordée. Cette matrice diagonale utilise des M-estimateurs et permet de supprimer les points aberrants liés, par exemple, à des occultations.

**Mise à jour de la pose.** Une fois que la vitesse  $\mathbf{v}$  de la caméra virtuelle est calculée, la pose  ${}^c\mathbf{M}_o^k$  est mise à jour en utilisant l'*exponential map* :

$${}^c\mathbf{M}_o^k = {}^c\mathbf{M}_o^{k-1} e^{\mathbf{v}\Delta t} \quad (2.23)$$

Où  $\Delta t$  est la période d'échantillonnage de la boucle d'optimisation, ici fixée à une seconde étant donné que l'on considère une caméra virtuelle. Ainsi avec cette nouvelle pose, le processus de projection, de mesure de l'erreur et de calcul de la vitesse est répété jusqu'à convergence, celle-ci étant détectée par une valeur faible des résidus et de leurs variations. Cette pose peut être utilisée dans le cadre d'une commande quelconque. Lorsque la prochaine image  $k + 1$  sera acquise, cette pose servira de pose initiale pour estimer la pose  $k + 1$ .

**Évolutions.** Le principe de cet algorithme est assez ancien et a donc connu quelques évolutions. La plus notable concerne le modèle 3D "fil de fer" utilisé. En fonction des applications, sa construction peut être pénible si l'objet suivi est complexe. De plus, il n'y a pas de gestion des zones cachées par d'autres : tous les contours sont utilisés pour le suivi alors qu'ils ne sont pas visibles pour l'objet. Cela peut provoquer des erreurs de suivi, même si les M-estimateurs permettent de ne pas prendre en compte les points aberrants. Récemment, [Petit 2012] a proposé une génération automatique des contours du modèle de suivi basée sur la projection d'un modèle 3D texturé complet à l'aide d'un outil OpenGL. Les contours du modèle 3D projeté proviennent à la fois de la texture de l'image générée mais aussi de sa carte de profondeur. La gestion des faces cachées est transparente et automatiquement gérée par OpenGL. La génération des contours est rapide grâce à l'utilisation de la carte graphique. De même, le modèle utilisé est celui généré par la conception assistée par ordinateur (CAO), simplifiant radicalement sa production. Enfin, la profusion de modèles 3D liée à l'usage de la CAO rend cette approche très intéressante. Cependant, elle ne sera pas utilisée dans le cadre de ce document, les modèles linéiques 3D du porte-avions ayant été conçus en début d'étude avant que cette évolution n'apparaisse.

**Évaluation du suivi 3D sur des images réelles.** Cet algorithme de suivi 3D a été étudié pour l'atterrissage sur piste dans le cadre du projet européen Pégase [Dassault Aviation 2009] et est maintenant évalué sur des images réelles d'appontage dans les modalités visible et infrarouge à l'aide des séquences A et D. Du fait de leur provenance, Internet, les paramètres de caméra et la vérité terrain sont inconnues. C'est pourquoi les paramètres des caméras ont été grossièrement estimés à l'aide d'une hypothèse sur la valeur du champ de vue. On supposera un champ de vue de 45 degrés pour la séquence A et de 30 pour la séquence C. Enfin, l'initialisation du suivi 3D a été fournie en cliquant sur les quatre coins de la piste dont les dimensions sont connues. Dans le cas du système réel, cette initialisation est fournie par la méthode de détection.

Les résultats du suivi 3D sur les séquences A et D sont respectivement présentés Figs. 2.16 et 2.17 et sont consultables sur le site Internet <sup>1</sup> de l'équipe Lagadic de l'Inria. La surim-

1. <http://www.irisa.fr/lagadic/team/Laurent.Coutard-fra.html>

pression de couleur verte du modèle 3D employé pour le suivi permet d'évaluer la précision de l'algorithme. Plus les segments du modèle sont confondus avec les contours du navire, meilleure est l'estimation de pose entre le porte-avions et la caméra. Cette pose, comprenant la position et l'orientation, estimée par l'algorithme est présentée Fig. 2.16e pour la séquence A et Fig. 2.17e pour la séquence D. La pose est exprimée dans le repère caméra car la localisation de la caméra sur l'avion est inconnue et ne permet donc pas de remonter à la pose entre le porte-avions et l'avion.

Pour les deux séquences, le suivi est initialisé alors que le navire, qui est très long dans l'espace monde, est de taille réduite dans l'image car la trajectoire de descente de l'avion vers le porte-avions est d'environ trois degrés. C'est pourquoi, malgré l'attention portée à la sélection des coins de la piste, la pose initiale n'est pas parfaite. L'algorithme parvient à rattraper cette erreur initiale en profitant de l'information 3D fournie par la superstructure. Les trajectoires estimées paraissent conformes à la nature du vol des séquences A et D, respectivement, un apportage et un survol.

Concernant la séquence A, cette vidéo, de modalité visible, est de mauvaise qualité, des reflets dans la vitre du cockpit provoquent des halos qui ne perturbent pas le suivi du fait de son estimation robuste. De plus, la couleur du porte-avions est proche de celle de la mer et les contours de l'extrémité de la piste sont peu visibles, pouvant conduire à une mauvaise estimation sur l'axe de tangage. La superstructure apporte une information 3D permettant de compenser cet effet. Au cours des images de la séquence, les contours visibles proviennent principalement de la silhouette du pont, des marquages de la piste et de la superstructure. Lors de la partie finale, un modèle plus restreint a été utilisé afin de ne pas prendre en compte les occultations provoquées par le cockpit.

Concernant la séquence D de modalité infrarouge, la silhouette du navire est bien définie par rapport à la mer mais de loin, les seuls contours discernables sont les catapultes et le mât du porte-avions. De plus, de nouveaux contours apparaissent à mesure que la caméra s'approche du navire, ne facilitant pas la création d'un unique modèle 3D. Par exemple, les marquages de la piste se distinguent nettement à la fin de la séquence mais très peu au début. Ainsi, l'estimation de pose est quelque peu bruitée pour les premières images. Pour contrer ce problème, plusieurs modèles 3D peuvent être utilisés en fonction de la distance au porte-avions pour suivre l'évolution des contours dans la séquences d'images.

Le paragraphe suivant évalue cet algorithme à l'aide du simulateur générant des images réalistes pour bénéficier de la réalité terrain.

**Évaluation du suivi 3D sur des séquences synthétiques.** Les résultats de cet algorithme sont illustrés Fig. 2.18 pour des images issues du capteur A et Fig. 2.19 pour des images du capteur B, à l'aide du simulateur présenté en Section 1.6. La pose initiale fournie au suivi est la vraie pose afin de pouvoir évaluer la précision de ces algorithmes indépendamment de la détection. Les segments verts des images des Figs. 2.18 et 2.19 sont la projection du modèle 3D dans l'image selon la pose estimée par l'algorithme de suivi. L'erreur de pose entre la vraie pose et son estimation est exprimée dans le repère de la caméra vraie et est décomposée en position et orientation. Dans cette séquence, la position initiale de l'avion est à 4500m du porte-avions avec des erreurs latérale et verticale de respectivement -250m et 80m. La séquence correspond à un apportage et la commande de l'avion est de type  $\mathbf{C}_a(\mathbf{s}, X)$  (présentée dans le chapitre 3) et n'utilise pas la pose estimée par le suivi 3D, afin de pouvoir

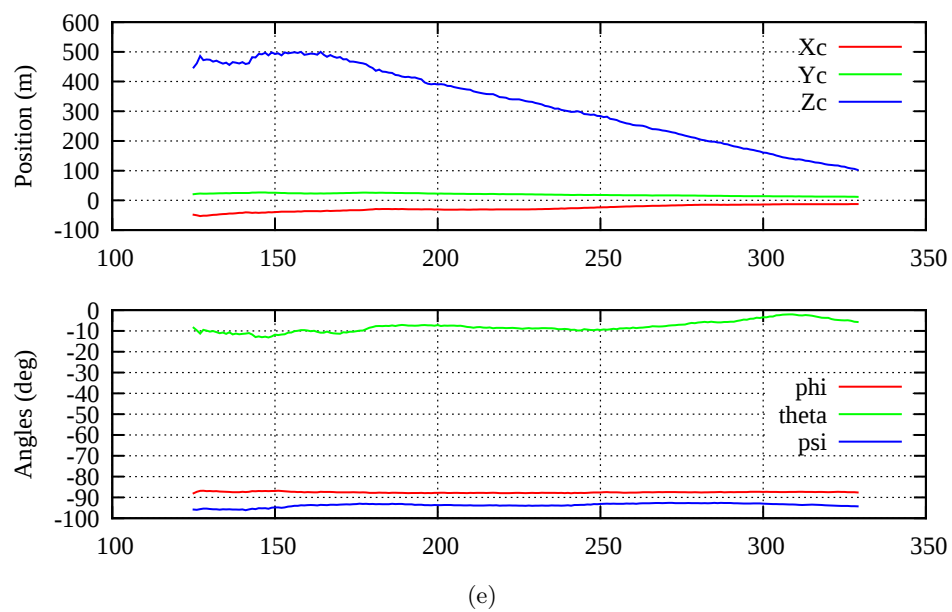
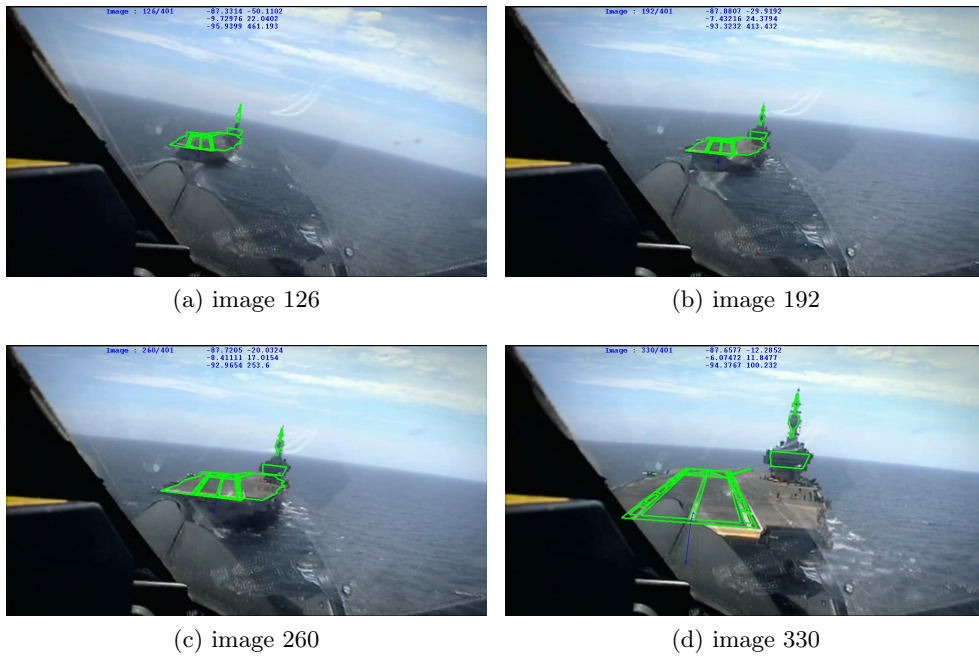


FIGURE 2.16 – Suivi 3D du porte-avions pour la séquence A (a-d) et l'estimation de pose associée au cours des images (e)



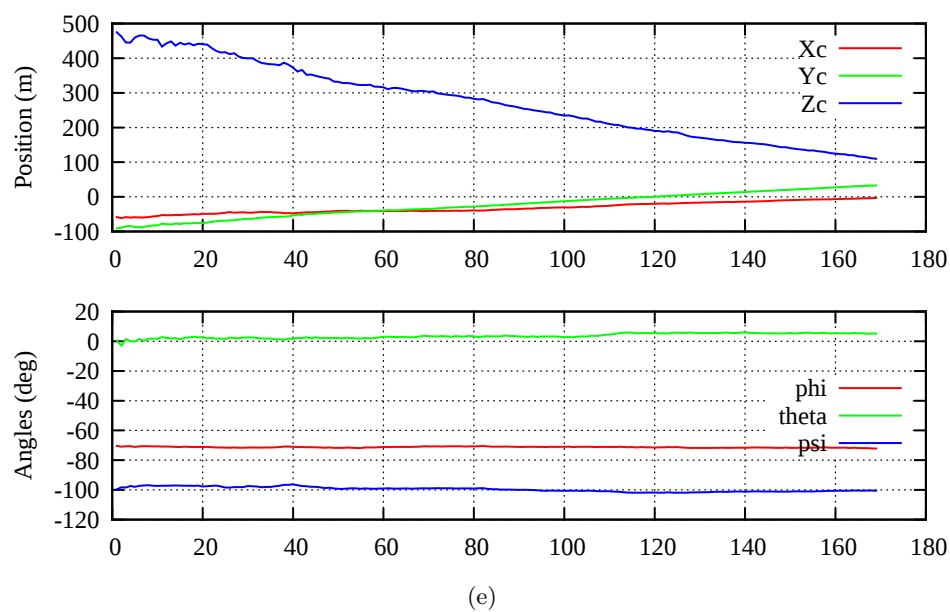
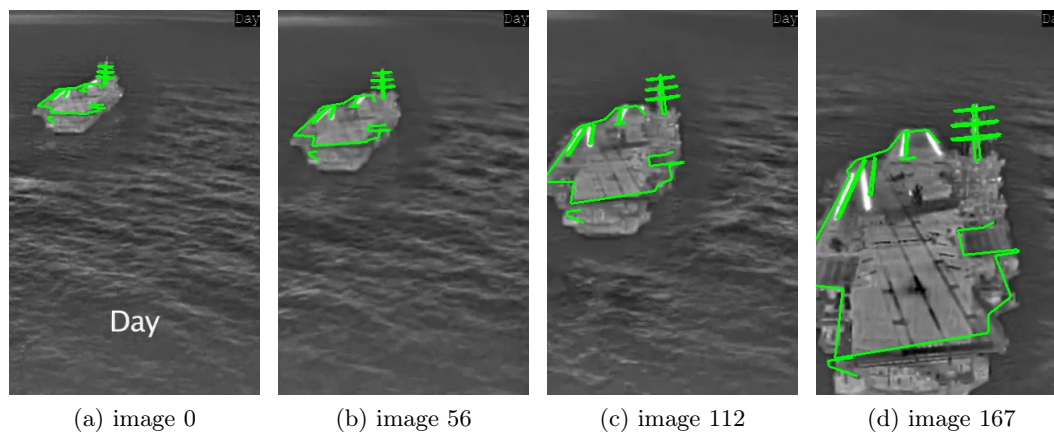


FIGURE 2.17 – Suivi 3D du porte-avions pour la séquence D (a-d) et l'estimation de pose associée au cours des images (e)



évaluer les performances de l'algorithme de suivi indépendamment de la commande.

Quel que le soit le type de capteur employé, le suivi est très précis compte-tenu des distances en jeu, comme on peut le constater sur les Figs. 2.18 et 2.19. L'erreur absolue maximale en position est atteinte sur l'axe  $z$  de la caméra dans les mille cinq cents premiers mètres de la simulation et vaut respectivement 100m et 150m pour les capteurs A et B. Dans ce cas là, des contours peuvent se confondre avec les autres du fait de leur proximité et de la structure répétitive des marquages de la piste. Comme on pouvait le prévoir, le suivi est de plus en plus précis à mesure que l'on se rapproche du porte-avions du fait du modèle de projection perspective de ce type de caméra. À environ 3000m du porte-avions, l'erreur de pose diminue considérablement pour se stabiliser par exemple à 15m pour la composante sur l'axe  $z$  de la caméra et en avoisinant zéro pour les autres composantes. L'effet du capteur B prenant en compte les perturbations de l'atmosphère et le modèle du capteur, est sensible durant la première moitié de la simulation par une erreur plus importante que dans le cas du capteur A, mais les amplitudes des erreurs sont du même ordre dans le reste de la séquence.

La taille du porte-avions dans l'image varie de manière conséquente entre les première et dernière images présentées. L'algorithme employé permet de suivre de manière précise le porte-avions avec un modèle unique, tout au long de la séquence. Les contours du modèle 3D servant au suivi sont majoritairement issus du marquage de la piste et donc caractérisés par une très forte répétabilité et leur appartenance à un plan, comme on peut le constater sur les images de la Fig. 2.18. Parmi les autres contours du modèle, le pourtour du pont permet de stabiliser l'estimation, spécialement lorsque le navire est petit dans l'image. Le mât et le rectangle de la poupe complètent ce modèle en introduisant des éléments 3D et améliorent ainsi l'estimation de la pose. Sans ces éléments, le suivi reposerait seulement sur les contours du pont d'envol qui est d'ailleurs très incliné dans l'image et serait donc moins précis.

L'algorithme de suivi 3D basé modèle utilise les contours dans l'image et un modèle 3D pour estimer la pose courante à partir de la pose précédente. Cet algorithme a été évalué sur des séquences réelles de modalité visible et infrarouge et sur des séquences synthétiques provenant du simulateur. Le suivi basé modèle 3D permet d'estimer précisément la position entre le porte-avions et la caméra pour une variation très importante de distance relative quel que soit le capteur utilisé. Introduit dans la section suivante, le suivi 2D utilise les valeurs des pixels d'un *patch* pour calculer la transformation du *patch* de l'image courante par rapport au *patch* de l'image de référence.

### 2.3.2.2 Suivi dense 2D

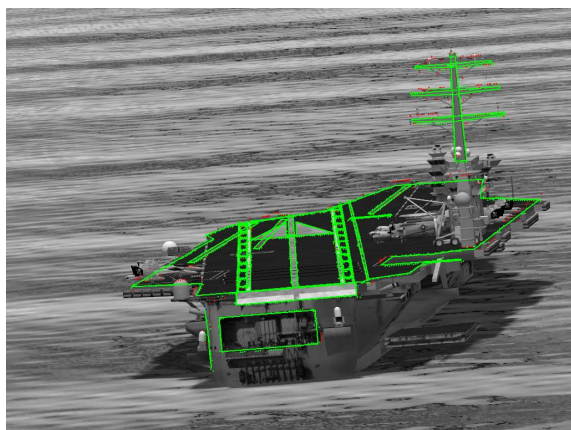
Cet algorithme utilise les valeurs des pixels d'un *patch* de référence pour calculer la transformation  ${}^c\mathbf{H}_{c_r}(t)$  entre le *patch* de référence  $I_0$  et le *patch* transformé dans l'image courante  $I(t)$ , illustré Fig. 2.20a. Tout comme le suivi 3D, il se base sur l'estimation précédente  ${}^c\mathbf{H}_{c_r}(t - t_e)$  et nécessite donc la transformation initiale  ${}^c\mathbf{H}_{c_r}(0)$ . Le *patch* de référence  $I_0$  correspond à une image prise près du porte-avions afin de bénéficier d'une quantité suffisante de données pour estimer correctement l'homographie. En pratique, cette image pourra être prise pour une condition de luminosité donnée lors d'un appontage réel avec l'emploi d'un système de localisation précis.



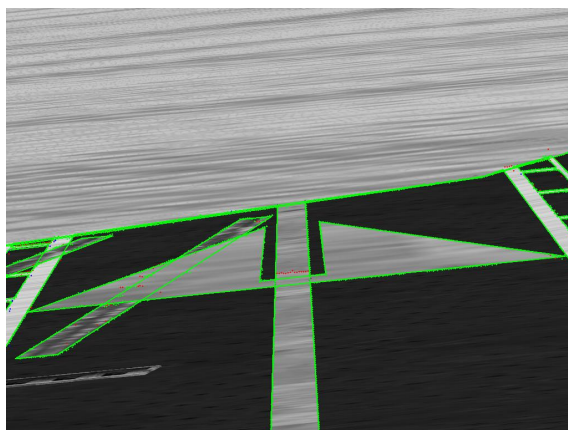
(a) 4500m du PA



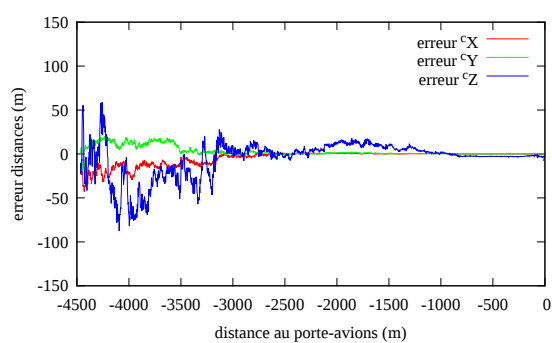
(b) 3400m du PA



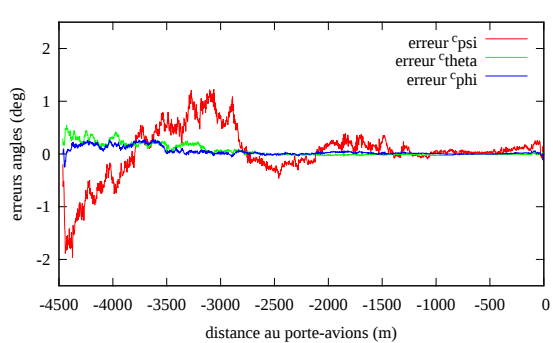
(c) 1770m du PA



(d) 140m du PA



(e)

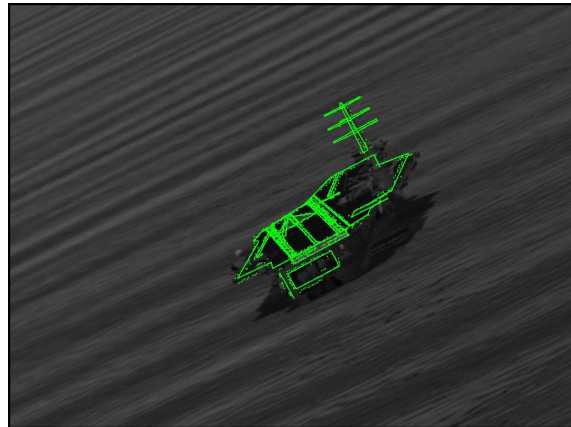


(f)

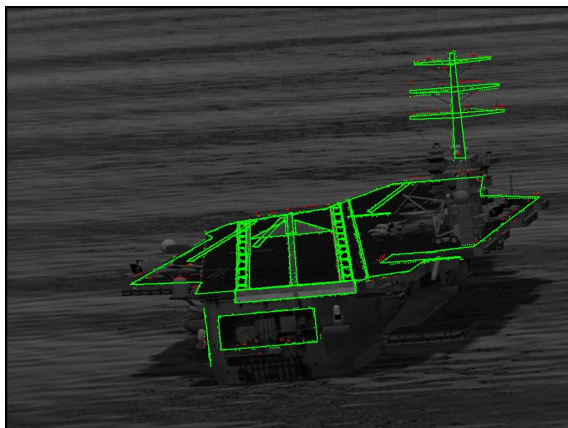
FIGURE 2.18 – Capteur A. Suivi 3D. Projection du modèle de suivi en vert en utilisant la pose estimée (a-d). Erreur d'estimation de pose (e-f)



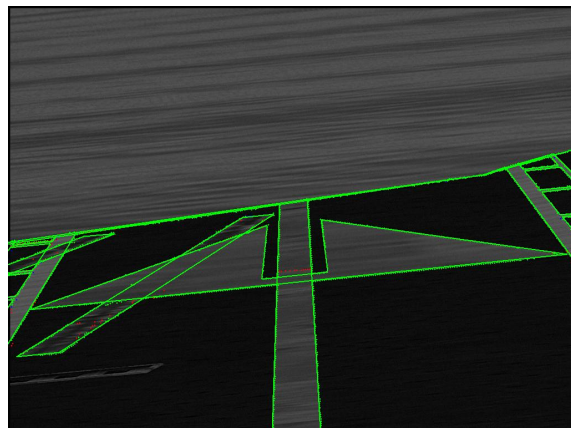
(a) 4500m du PA



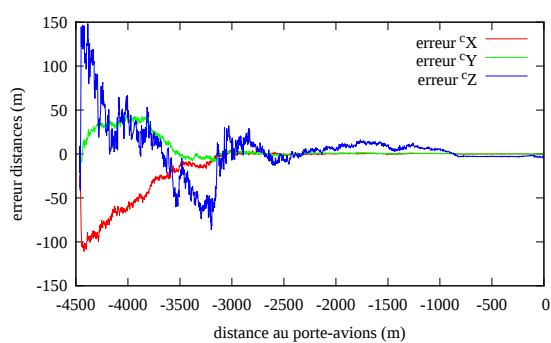
(b) 3400m du PA



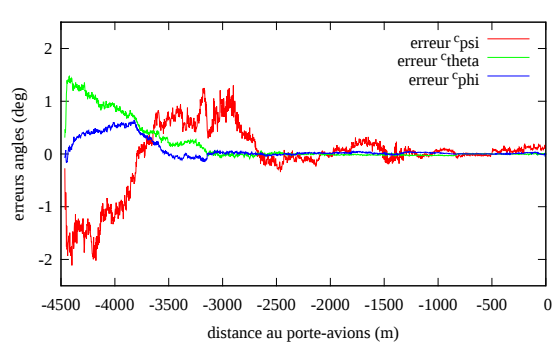
(c) 1770m du PA



(d) 140m du PA



(e)



(f)

FIGURE 2.19 – Capteur B. Suivi 3D. Projection du modèle de suivi en vert en utilisant la pose estimée (a-d). Erreur d'estimation de pose (e-f)

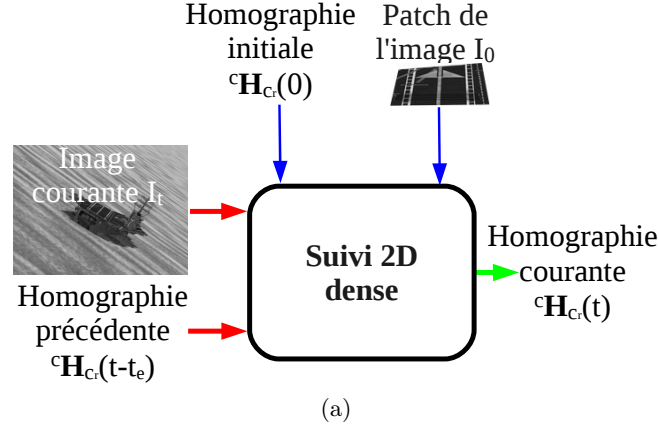


FIGURE 2.20 – Entrées-sorties du suivi 2D dense de plan

**Principe.** Comme introduit Section 2.1.2, en fonction de la catégorie de mouvement 3D et de la forme de l'objet, le mouvement dans l'image est représenté par différents modèles. Dans notre cas, la caméra est animée d'un mouvement 3D quelconque par rapport au plan constitué par le pont. Afin de calculer des primitives visuelles nécessaires à la commande, le modèle de déformation choisi est l'homographie, représentative de ce mouvement et constituée de huit paramètres regroupés dans un vecteur  $\mathbf{p}$ . Tout comme dans le suivi 3D, le suivi 2D utilise l'estimation précédente afin d'arriver à l'estimation courante. L'appellation dense de cette catégorie de suivi vient du fait que l'ensemble des valeurs des pixels du *patch*  $\mathcal{W}$  va être utilisé dans le critère  $\mathcal{C}(\mathbf{p})$  à minimiser :

$$\hat{\mathbf{p}} = \arg \min_{\mathbf{p}} \mathcal{C}(\mathbf{p}) \quad (2.24)$$

**Critères de minimisation.** Du critère choisi dépendra le domaine de convergence et la robustesse aux variations de luminosité. Un critère couramment utilisé dans la littérature est la somme des carrés des différences (SSD) entre les intensités  $I$  de l'ensemble des pixels  $\mathbf{x}$  du *patch*  $\mathcal{W}$  de l'image de référence  $I_0$  et du *patch* de l'image courante  $I_t$  affecté par la transformation  $w(\mathbf{p})$  :

$$\mathcal{C}(\mathbf{p}) = \sum_{\mathbf{x} \in \mathcal{W}} (I_t(w(\mathbf{x}, \mathbf{p})) - I_0(\mathbf{x}))^2 \quad (2.25)$$

L'écriture de (2.25) met en exergue la sensibilité de ce critère aux changements d'illuminations dans l'image courante. Dans notre application, ces derniers proviennent de variations climatiques ou de l'atténuation atmosphérique. Cependant cet inconvénient peut être compensé en partie par l'ajout de M-estimateur [Hager 1998]. Comme déjà évoqué dans la Section 2.2.2.3, d'autres critères sont plus robustes aux changements d'illuminations et aux occultations mais au prix d'un temps de calcul plus important. On peut notamment citer la ZNCC définie par l'équation (2.17) ou bien encore l'information mutuelle, provenant de la théorie de l'information, explorée comme critère de recalage dans [Viola 1997] et revisitée récemment par [Dame 2012b]. Pour ces deux derniers critères, l'optimisation est une maximisation du critère. Enfin d'autres critères, venant notamment du domaine du recalage médical, sont envisageables pour les applications de suivi [Brown 1992, Zitova 2003].

**Méthodes de minimisation.** Différentes méthodes d'optimisation existent en fonction de l'écriture du problème au premier ou au deuxième ordre et aboutissent respectivement aux méthodes de Gauss-Newton, semblable à l'asservissement visuel virtuel [Sundareswaran 1999, Marchand 2002], et de Newton. Les deux méthodes nécessitent le jacobien de la fonction de coût mais la méthode de Newton a aussi besoin du Hessien, pouvant être coûteux à calculer, mais approchant la fonction de coût sous la forme d'une parabole et bénéficiant de meilleures performances de convergence. Une approximation du deuxième ordre est proposée dans [Benhimane 2004] et accroît sensiblement le taux de convergence pour un temps de calcul réduit. Pour une présentation et une étude plus complète de ces méthodes, on se référera à [Dame 2010].

**Optimisations des algorithmes de suivi.** Certains raffinements permettent d'améliorer la robustesse et les performances des algorithmes de suivi dense :

- L'ajout de M-estimateurs élimine les points aberrants créés par le bruit de l'image ou des occultations partielles [Odobez 1995].
- La sélection des pixels avec le plus fort gradient [Gonçalves 2010, Dame 2010] ou donnant le plus d'informations [Meilland 2012] pour l'estimation de certains degrés de liberté permet de travailler avec un nombre restreint de pixels réduisant ainsi le temps de calcul.
- Le suivi multi-échelle réduit le temps de calcul et gère les déplacements inter-images importants [Odobez 1995, Bouguet 2002]. Le suivi est d'abord effectué pour une image de taille plus petite, relativement rapide du fait de la taille de l'image. L'estimation des paramètres est ensuite transmise à l'image de taille supérieure pour obtenir une estimation plus précise et avec un nombre d'itérations bien moins important par rapport à celui obtenu par un suivi direct de l'image originale.
- Dans la même optique, une hiérarchisation des modèles de déformation à la complexité croissante (translation, affine, homographie) permet d'éviter les minima locaux et de réduire le nombre d'itérations [Dame 2010].

Ces optimisations augmentent les performances des algorithmes de suivi dense.

Le suivi dense de plan employé dans cette étude utilise le critère SSD associé à une méthode de minimisation par approximation du deuxième ordre et l'utilisation de M-estimateurs.

**Obtenir la pose 3D depuis le suivi 2D.** Cet algorithme de suivi 2D estime l'homographie  ${}^c\mathbf{H}_{c_r}$  entre le *patch* dans l'image de référence et le *patch* transformé dans l'image courante. Dans notre application, l'image de référence est prise à une pose connue  ${}^{c_r}\mathbf{M}_i$ . Ainsi, la pose entre les deux caméras  ${}^c\mathbf{M}_{c_r}$  peut être calculée pour aboutir à la pose  ${}^c\mathbf{M}_i$  entre le point d'impact  $i$  et la caméra courante  $c$  par la relation  ${}^c\mathbf{M}_i = {}^c\mathbf{M}_{c_r} {}^{c_r}\mathbf{M}_i$ .

On notera aussi que le recalage entre un modèle 3D texturé et une image utilisant le critère d'information mutuelle a été étudié dans [Caron 2012]. Toutefois, le temps de calcul demeure prohibitif notamment pour la résolution des images utilisées dans notre application.



**Évaluation du suivi 2D sur des images réelles.** Reprenant les contraintes de l'évaluation des séquences réelles précédemment énoncées, cette partie s'intéresse à l'application de l'algorithme de suivi 2D à des séquences d'appontage en modalité infrarouge qui sont consultables sur le site Internet<sup>2</sup> de l'équipe Lagadic de l'Inria. Le suivi 2D n'a pu être évalué sur les séquences visibles A et B du fait de leur faible qualité. Le porte-avions est de taille trop réduite dans l'image et ne présente que peu de texture. De plus, le porte-avions est d'une couleur proche de la mer.

Afin d'estimer la précision de l'estimation de l'homographie du suivi 2D, la démarche d'évaluation consiste à remonter à une pose estimée à l'aide de cette homographie et d'une pose de l'image initiale, calculée à partir de points de l'image sélectionnés manuellement. De plus, afin d'obtenir une précision optimale de suivi, l'image de référence n'est pas la première image de la séquence. En effet, elle ne convient pas à une estimation correcte de l'homographie au cours de la séquence du fait de sa petite taille dans l'image et des grandes variations de la taille du porte-avions dans l'image, qui peuvent être constatées Figs. 2.21b-2.21d et Figs. 2.22b-2.22d. C'est pourquoi l'image de référence utilisée pour le suivi correspond à l'une des dernières images, comme présenté Fig. 2.21a et Fig. 2.22a.

La pose entre le porte-avions et la caméra est exprimée dans le repère caméra et illustrée Fig. 2.21e pour la séquence C et Fig. 2.22e pour la séquence D. Pour les deux séquences, l'utilisation des images de référence des Fig. 2.21a et Fig. 2.22a permet une estimation correspondant à celle fournie par le suivi 3D mais en étant moins bruitée.

Le paragraphe suivant présente l'évaluation du suivi 2D sur des images synthétiques issues du simulateur afin de bénéficier de la réalité terrain.

**Évaluation du suivi 2D sur des images synthétiques.** Les résultats utilisant l'algorithme de suivi 2D sont illustrés pour les capteurs A et B par les Figs. 2.23 et 2.24. Afin d'estimer la précision de cet algorithme de suivi 2D, la pose est reconstruite depuis l'homographie estimée à l'aide de la pose de l'image de référence, selon la méthode présentée précédemment. Le *patch* représentant la piste est suivi par l'algorithme. N'étant pas planaire, la poupe ne peut être employée par l'algorithme. L'image de référence employée pour le suivi est illustrée Fig. 2.23a pour le capteur A et Fig. 2.24a pour le capteur B. Ce sont des images prises à proximité du porte-avions pour profiter de la taille importante de la piste dans l'image.

Pour les mêmes séquences que celles présentées pour le suivi 3D, le suivi 2D ne permet pas de suivre le porte-avions depuis la même position initiale. Ceci vient de la taille réduite et de la forme très ramassée de la piste dans l'image. C'est pourquoi, pour ce suivi, la position initiale de ces séquences présentées par les Figs. 2.23 et 2.24 est située à 4000m du porte-avions pour des erreurs latérale et verticale de -200m et 80m. La commande utilisée pour générer cette séquence d'images est de nouveau de type  $C_a(s, X)$  (présentée dans le chapitre 3). Comme pour l'évaluation du suivi 3D, cette commande n'utilise pas la transformation estimée par le suivi 2D, afin de pouvoir évaluer les performances de l'algorithme de suivi indépendamment de la commande. Pour chacune des séquences issues des capteurs A et B, une image de référence représentative de la luminosité de l'image courante (Figs. 2.23a et 2.24a) est nécessaire du fait du critère SSD. Cela nécessite d'avoir un *a priori* sur l'intensité des pixels de l'image. Comme déjà évoqué, utiliser un critère de minimisation comme la ZNCC ou l'information mutuelle ne nécessiterait pas cet *a priori*.

2. <http://www.irisa.fr/lagadic/team/Laurent.Coutard-fra.html>

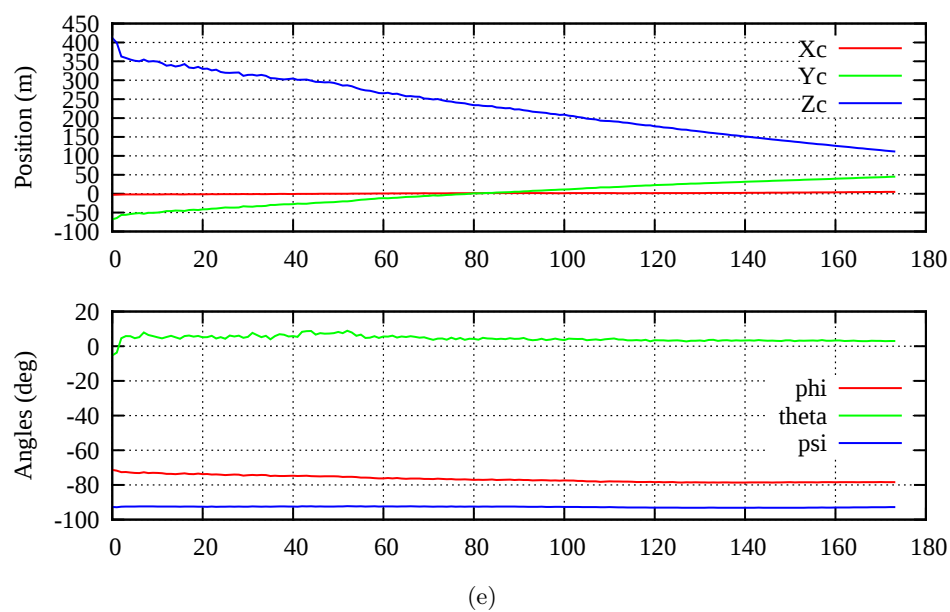
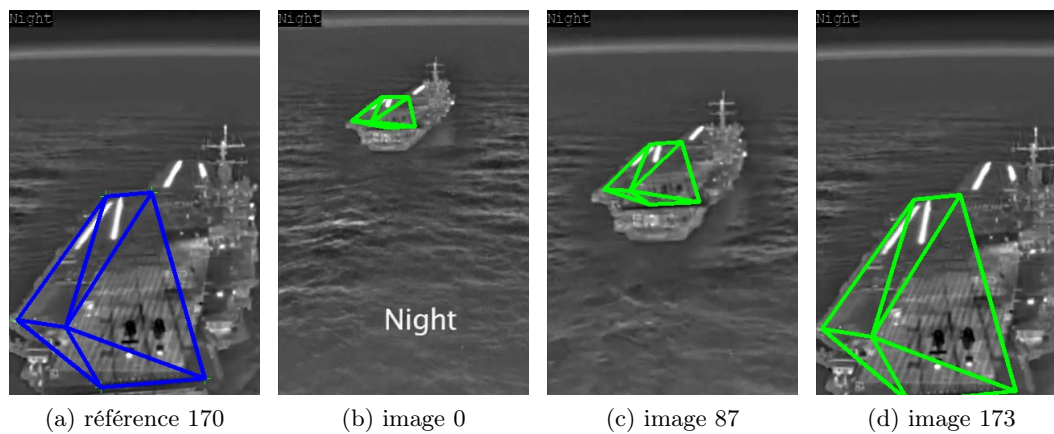


FIGURE 2.21 – Suivi 2D du porte-avions pour la séquence C (a-d) et l'estimation de pose associée au cours des images (e)



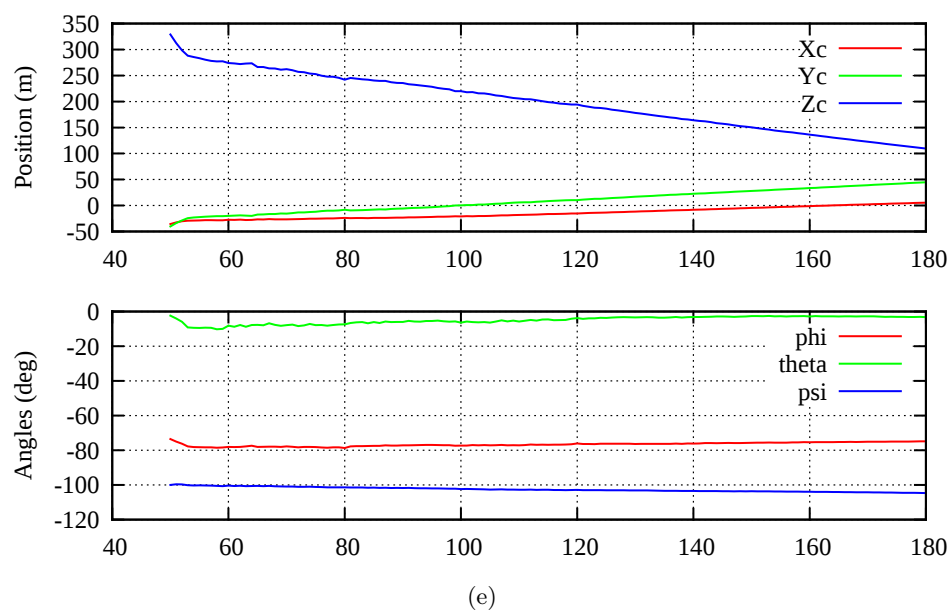
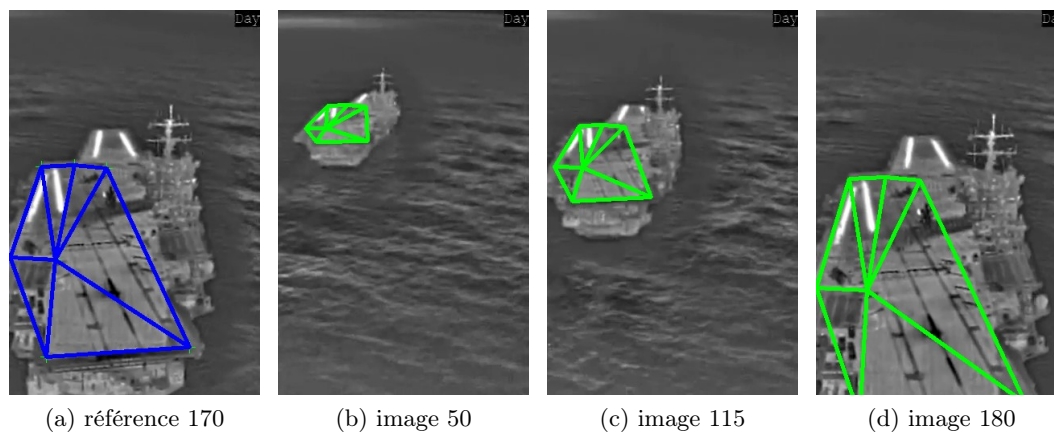


FIGURE 2.22 – Suivi 2D du porte-avions pour la séquence D (a-d) et l'estimation de pose associée au cours des images (e)

Pour les séquences des deux capteurs, on remarque que les positions des axes  $x$  et  $y$  de la caméra sont très stables et les erreurs d'estimation faibles pour la majorité des images de la séquence. Dans le cas du capteur B, des oscillations sont présentes au début de la séquence du fait d'un mouvement interpixel provoqué par les mouvements de rotation que l'on peut apprécier sur les résultats de la commande dans la Section 3.3.3.1. Concernant la composante sur l'axe  $z$  de la caméra, on remarque une décroissance régulière de l'erreur liée aux effets de perspective. Une légère perturbation, que l'on attribue à l'algorithme de reconstruction apparaît à la position de l'image de référence vers 1300m et n'est visible que pour l'erreur en angles (Figs. 2.23g et 2.24g). On note une divergence de l'estimation à la fin de la séquence lorsque la majorité du patch de référence est en dehors de l'image courante, ce phénomène ne serait pas présent si l'on considérait plusieurs images de référence.

Ce type de suivi 2D présente l'avantage de ne pas nécessiter de modèle mais simplement d'une image prise à une position donnée. Toutefois, pour notre application, l'information des éléments 3D du porte-avions ne peut être prise en compte pour l'estimation de l'homographie, alors que cela améliorerait les résultats du fait de la taille réduite du navire dans les images. Le suivi 3D dense d'un modèle texturé précédemment évoqué permettrait de bénéficier de ces éléments et fournirait directement une pose.

Les algorithmes de suivi 3D et 2D nécessitent respectivement un modèle 3D des contours de l'objet et une image de référence pour estimer une pose et une homographie. Ces algorithmes ont été évalués sur des séquences réelles de faible qualité et ont fourni des estimations sur la trajectoire suivie. Ces estimations apparaissent correctes d'après le suivi du porte-avions dans l'image et dans l'espace 3D, compte-tenu de l'absence de vérité terrain. Par rapport au suivi 3D, les positions et les angles estimés par le suivi 2D sont moins bruités. Les séquences synthétiques issues du simulateur ont cependant montré que le suivi 2D est moins robuste aux variations de taille du porte-avions et aux changements de luminosité. Cela vient du fait de la taille réduite du pont dans l'image (qui est le *patch* suivi par l'algorithme 2D) et du critère de minimisation du suivi 2D. L'estimation du suivi 3D est plus robuste aux déplacements interpixels importants, aux variations importantes de taille du porte-avions dans l'image et de luminosité. Cela vient du fait que le suivi 3D basé modèle profite d'informations plus discriminantes que celles du suivi 2D, liée à la géométrie 3D du navire. De plus, comme présenté sur les Figs. 2.18 et 2.19, les contours du porte-avions sont préservés pour les images issues des capteurs A et B. C'est pourquoi dans le reste de l'évaluation, seul l'algorithme de suivi 3D sera employé pour la fonction de suivi.

## 2.4 Conclusion

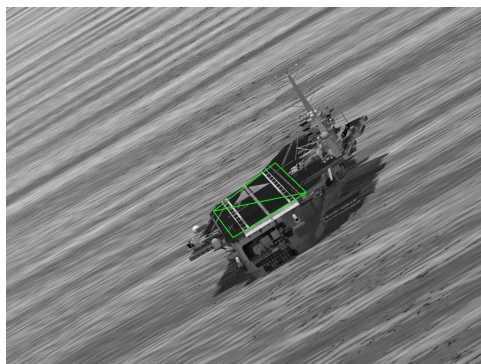
La vision a un champ d'applications très étendu dans l'aéronautique civile et militaire. De plus en plus, les applications tendent vers une automatisation des aéronefs avec des données issues de la vision. Concernant notre problématique d'appontage basé vision, des techniques de vision ont déjà été appliquées à la détection de navire dans l'image ou à la localisation d'une caméra par rapport à une piste d'atterrissage. La majorité de ces méthodes se basent sur un *a priori* constitué par un modèle ou une image de la piste. Ces techniques de suivi localisent



(a) Image de référence du suivi dense,  
1300m du PA



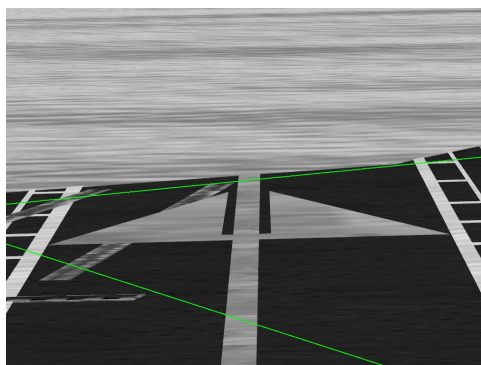
(b) 4000m du PA



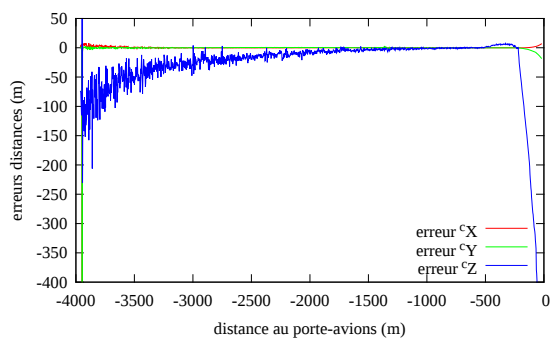
(c) 2900m du PA



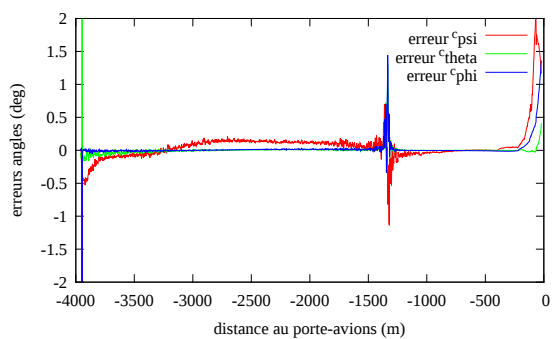
(d) 1800m du PA



(e) 180m du PA



(f)

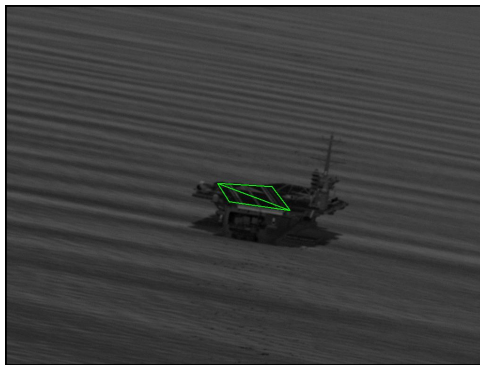


(g)

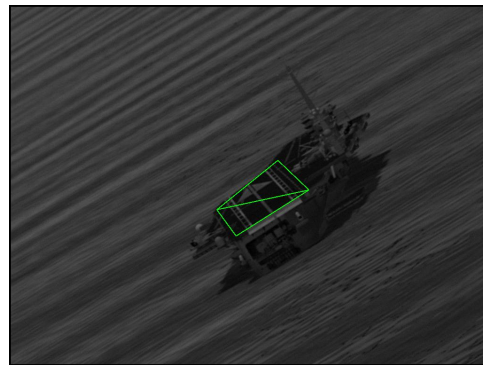
FIGURE 2.23 – Capteur A. Suivi 2D. Projection du patch de suivi en vert (a-d). Erreur d'estimation de pose (e-f)



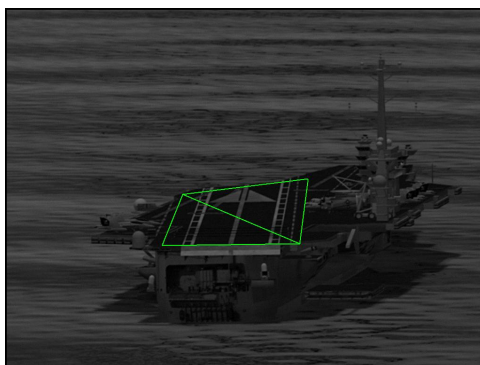
(a) Image de référence du suivi dense,  
1300m du PA



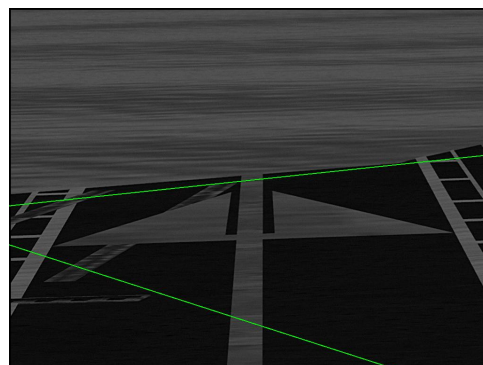
(b) 4000m du PA



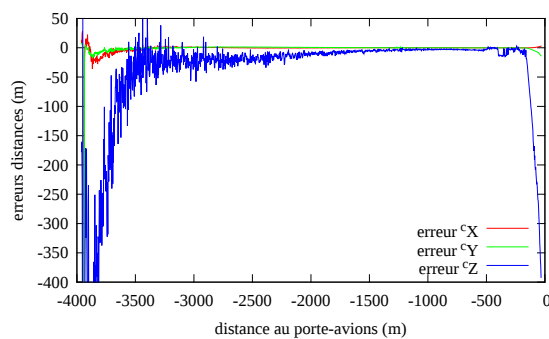
(c) 2900m du PA



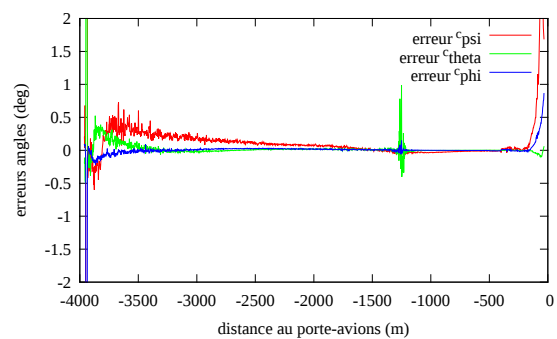
(d) 1800m du PA



(e) 180m du PA



(f)



(g)

FIGURE 2.24 – Capteur B. Suivi 2D. Projection du patch de suivi en vert (a-d). Erreur d'estimation de pose (e-f)

la piste au cours du temps et permettent de calculer des informations visuelles entrant dans la commande d'aéronefs. Ce chapitre a proposé une méthode de détection du porte-avions dans l'image utilisant les capteurs de l'avion et initialisant des algorithmes de suivi issus de la littérature. Ces méthodes ont été validées sur des images réelles et synthétiques d'appontage, justifiant leur emploi dans le cadre de cette étude. Du fait de la plus grande robustesse du suivi 3D basé modèle par rapport au suivi 2D dense, seul le suivi 3D sera employé dans le reste de l'étude.

Nous traitons dans le chapitre suivant de la commande de l'avion par asservissement visuel pour la réalisation de l'appontage. Cette tâche reposera sur des informations visuelles contenues dans le plan image et prendra en compte les mouvements du porte-avions et le vent.

# Commande par asservissement visuel

La méthode proposée d'appontage par asservissement visuel se divise en différentes fonctions illustrées Fig. 3.1 : la détection du navire, le suivi du porte-avions (PA) dans l'image et la commande de l'avion pour l'appontage. Les fonctions de vision ont été présentées dans le précédent chapitre, cette partie propose une méthode de commande pour réaliser un appontage sur un porte-avions soumis à des mouvements de plate-forme et à l'aérodynamique de son sillage. Pour réaliser cette tâche, la méthode s'appuie sur des mesures provenant des algorithmes de suivi présentés dans le chapitre précédent. Ces mesures permettent de calculer des primitives visuelles utilisées par la boucle de commande pour réaliser la tâche d'appontage. Ainsi la méthodologie proposée permettra d'apponter en respectant la trajectoire désirée depuis quatre nautiques marins du porte-avions, tout en le gardant dans l'image et en prenant en compte les mouvements et l'aérodynamie autour du navire.

Ce chapitre présente le formalisme de l'asservissement visuel utilisant des mesures provenant de la vision pour accomplir une tâche et poursuit sur les travaux de la littérature concernant l'atterrissage par asservissement visuel. Nous proposons ensuite une méthode pour l'appontage d'un avion. Différentes lois de commande sont évaluées en simulant la partie vi-

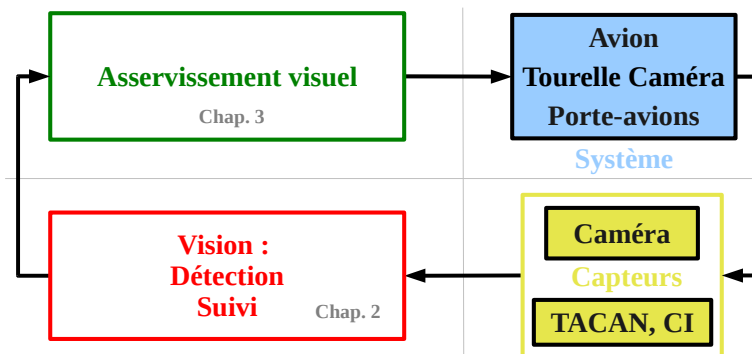


FIGURE 3.1 – Modélisation simplifiée de l'appontage par asservissement visuel

sion afin de caractériser leur fonctionnement et les comparer aux études de la littérature. Par la suite, nous prenons en compte le déplacement et les mouvements du porte-avions. À partir de ces méthodes de commande, une étude pour un grand nombre de positions initiales est effectuée pour évaluer le comportement du système à l'aide de primitives visuelles simulées. Nous détaillons la commande de la tourelle de la caméra utilisée pour centrer le porte-avions dans l'image et dont l'efficacité participe à celle du suivi visuel. Enfin, la chaîne complète de traitements, associant détection, suivi, et commande est étudiée pour un point de vol.

### 3.1 Formalisme de l'asservissement visuel

Le principe de l'asservissement visuel est d'utiliser des informations de l'image dans une loi de commande [Espiau 1992, Hutchinson 1996]. Le comportement du système bouclé dépend du choix des informations visuelles et de la loi de commande associée.

**Différents types de primitives.** Il existe un grand nombre d'informations visuelles, ou primitives, qui peuvent être mises à profit dans une tâche d'asservissement visuel. On peut distinguer deux grandes catégories :

**IBVS.** La première catégorie utilise des mesures contenues dans le plan image et sera référencée sous l'acronyme IBVS (pour *Image-Based Visual Servoing*). La commande est calculée à partir d'une erreur dans l'image, le comportement dans l'espace 3D n'est donc pas directement contraint. Ce type de commande est robuste à une calibration sommaire des paramètres intrinsèques de la caméra. Les primitives géométriques, comme les points, les segments, les droites et les ellipses, ont été les premières à avoir été étudiées dans [Chaumette 1990]. La commande basée sur le flux optique issue d'un traitement, et permettant de se stabiliser sur une cible, a été proposée par [Crétual 2001]. Les moments d'une surface ont permis d'obtenir des résultats satisfaisants au niveau des comportements 2D et 3D [Chaumette 2004] pour des images binarisées. Nécessitant un traitement d'images, mais prenant en compte la valeur des pixels de l'image, une méthode permettant de contrôler quatre degrés de liberté a été proposée par [Kallem 2007]. Basé sur une homographie estimée par un suivi quelconque, [Benhimane 2007] l'intègre dans un schéma de commande pour commander les six degrés de liberté d'un robot. S'inspirant de ces travaux, [Silveira 2012] propose une planification pour assurer la robustesse aux erreurs de calibration pour d'importants déplacements de la caméra. Dans le but d'éviter ces étapes de traitement d'images, comme la segmentation ou le suivi de primitives, [Collewet 2011] étudie l'asservissement visuel "direct" prenant en compte la valeur des pixels des images courante et désirée en tant que primitives. S'appuyant sur le même concept, [Dame 2012a] propose l'information mutuelle entre l'image courante et l'image désirée, afin d'être robuste aux occultations et aux changements d'illumination. Un autre critère reposant sur la différence entre l'image courante et celle de référence, mise à jour en fonction de l'illumination de l'image courante, a été proposée dans [Delabarre 2012] pour gérer les changements d'éclairage et la multimodalité.

**PBVS.** La seconde approche, PBVS (pour *Position-Based Visual Servoing*) emploie une estimation de pose issue d'un algorithme de localisation, [Wilson 1996, Martinet 1997] ou provenant d'un filtre de Kalman [Lippiello 2007]. L'espace 3D est donc bien contraint,



mais ce n'est plus le cas pour l'espace image, pouvant éventuellement conduire à une sortie des primitives de l'image. De plus, pour que la tâche 3D se réalise correctement, une bonne calibration de la caméra est nécessaire.

**Hybrides IBVS/PBVS.** Enfin, des approches hybrides associant des primitives 2D et 3D permettent de combiner leurs avantages pour, par exemple, bénéficier d'un meilleur comportement 3D [Malis 1999] ou garder les primitives dans le champ de vision [Hafez 2008, Kermorgant 2011, Silveira 2012].

**Principe de la loi de commande.** Soit  $\mathbf{s}$  un vecteur de  $k$  primitives, de nature quelconque, contenues dans une image et  $\mathbf{v} = (\mathbf{v}, \boldsymbol{\omega})$ , le torseur cinématique de la caméra  $\mathcal{C}$  composée de ses vitesses linéaire  $\mathbf{v}$  et de rotation  $\boldsymbol{\omega}$ , exprimées dans son repère  $\mathcal{F}_c$ . La matrice d'interaction  $\mathbf{L}_s \in \mathbb{R}^{k \times 6}$  lie le torseur cinématique de la caméra à la vitesse du vecteur  $\mathbf{s}$  par la relation :

$$\dot{\mathbf{s}} = \mathbf{L}_s \mathbf{v} \quad (3.1)$$

Ce vecteur  $\mathbf{s}$  est intégré dans une boucle de contrôle dont l'objectif est de l'amener à une valeur désirée  $\mathbf{s}^*$  [Chaumette 2006, Chaumette 2007]. Ainsi est définie l'erreur  $\mathbf{e} = \mathbf{s} - \mathbf{s}^*$  devant être régulée à zéro. En dérivant l'expression de l'erreur par rapport au temps, on aboutit à l'expression :

$$\dot{\mathbf{e}} = \mathbf{L}_e \mathbf{v} \quad (3.2)$$

avec  $\mathbf{L}_e = \mathbf{L}_s$ .

Supposons que nous souhaitons une décroissance exponentielle de l'erreur, avec  $1/\lambda$  comme constante de temps :

$$\dot{\mathbf{e}} = -\lambda \mathbf{e} \quad (3.3)$$

Afin d'aboutir au mieux à ce comportement, la vitesse à appliquer dans le repère de la caméra est définie par :

$$\mathbf{v} = -\lambda \mathbf{L}_s^+ (\mathbf{s} - \mathbf{s}^*) \quad (3.4)$$

où  $\mathbf{L}_s^+$  est la pseudo-inverse de Moore-Penrose de la matrice d'interaction  $\mathbf{L}_s$ .

Cette équation constitue la base de l'asservissement visuel. Toutefois, dans les applications pratiques, la matrice d'interaction ne peut être parfaitement connue, ainsi la commande devient :

$$\mathbf{v} = -\lambda \hat{\mathbf{L}}_s^+ \mathbf{e} \quad (3.5)$$

où  $\hat{\mathbf{L}}_s$  est la matrice d'interaction estimée. Le système en boucle fermée est localement asymptotiquement stable dans le voisinage de  $\mathbf{s} = \mathbf{s}^*$  si  $\hat{\mathbf{L}}_s^+ \mathbf{L}_s > 0$ .

Basées sur ce formalisme, différentes lois de commande ont été étudiées. La plus simple consiste à utiliser la matrice d'interaction à la position désirée  $\mathbf{L}_{s^*}$ , qui ne nécessite d'être calculée qu'une fois avec la valeur des primitives et les profondeurs de la position désirée. L'utilisation de la matrice d'interaction à la position courante  $\mathbf{L}_s$  permet d'assurer une décroissance exponentielle de l'erreur  $\mathbf{e}$  mais nécessite des mesures images et une estimation de la profondeur à chaque itération de la loi de commande. Enfin la moyenne entre les deux,  $\frac{\mathbf{L}_s + \mathbf{L}_{s^*}}{2}$  est aussi intéressante car cela revient à une approximation d'une loi de commande du second ordre assurant un domaine de convergence plus étendue que les autres lois  $\mathbf{L}_s$  et  $\mathbf{L}_{s^*}$  [Malis 2004].

La section suivante présentera l'état de l'art sur l'asservissement visuel pour la tâche d'atterrissage.

## 3.2 État de l'art de l'atterrissage basé vision

Comme cela a été présenté en Section 1.5, la vision trouve de nombreuses applications en aéronautique. L'une d'elles est l'atterrissage automatique utilisant la commande par asservissement visuel. Cette section présente un état de l'art de ces commandes appliquées à l'atterrissage en fonction du type des primitives employées : celles contenues dans le plan image et celles exprimées dans l'espace 3D.

### 3.2.1 IBVS

Un pilote d'avion, lorsqu'il est en phase d'approche, n'estime pas sa position par rapport à la piste, du moins pas consciemment et pas directement. Les informations dont il dispose sont celles fournies par son système visuel et son oreille interne et qui suffisent à sa perception. Basé sur ce fait établi par la communauté de la perception en aéronautique [Gibb 2010] et présenté Section 1.3.2.2, les études suivantes proposent des mesures issues du plan image pour réaliser l'atterrissage. On commence par présenter des méthodes reposant sur des primitives géométriques avec des schémas de commande linéaire et non-linéaire. Nous poursuivrons sur des commandes à base de flux optique pour enfin conclure sur des tâches simples d'asservissement visuel appliqués à des atterrissages rudes.

**Commande linéaire et primitives géométriques.** L'approche vers la piste est une phase où les paramètres de vol (vitesse, masse, altitude) ne changent que très peu. Le comportement de l'avion, qui est un système sous-actionné et à la dynamique non linéaire, peut être simplifié. Un ensemble de méthodes se base sur une linéarisation de la dynamique de vol autour de ce point de fonctionnement.

Établissant le lien entre la matrice d'interaction de l'asservissement visuel et l'état de l'avion, une commande basée sur la représentation d'état est mise en place dans [Rives 2002]. Toujours basées sur ce lien et cette commande, plusieurs études explorent différentes primitives visuelles pour obtenir un meilleur comportement. Dans [Rives 2002], les trois lignes de la piste sont utilisées sous la représentation polaire  $(\rho, \theta)$ , afin de contrôler la position et l'orientation de l'avion. Du fait du parallélisme de ces trois droites, on peut noter qu'il n'y a pas une commande explicite du point d'atterrissage. De plus, ces primitives n'ont pas un découplage avec les degrés de liberté que l'on désire commander.

Cette méthode a été appliquée pour le suivi de route d'un dirigeable dans [Rives 2004]. Dans ce cas, les primitives choisies sont liées de manière plus directe aux degrés de liberté à contrôler. En l'occurrence, le point de fuite et l'horizon présentent de bonnes propriétés pour le contrôle des rotations alors que les deux droites de la route permettent de contrôler l'erreur latérale et l'altitude de l'aéronef. Reprenant le point de fuite et les trois droites de la piste, présentés Fig. 3.2a, [Bourquardez 2007a] combine ces dernières de manière judicieuse pour aboutir à un comportement découplé pour l'alignement et le maintien d'une hauteur par rapport à la piste. Par la suite, dans [Bourquardez 2007b], un suivi de trajectoire basée sur la dynamique de l'avion est proposé afin de réaliser la tâche d'alignement, d'approche et d'arrondi. Reprenant les primitives de base de [Rives 2004], [Azinheira 2008] les combine avec des fonctions trigonométriques pour aboutir à un meilleur comportement, testé en simulation avec des perturbations de vent.

Conservant la même commande linéaire mais avec une nouvelle primitive, [Gonçalves 2010] utilise l'homographie entre l'image courante et une image de référence sélectionnée dans une banque d'images, présenté Fig. 3.2c. La trajectoire désirée est ainsi matérialisée par une suite d'images. Cette solution a été testée intensivement avec un simulateur réaliste modélisant le comportement de l'avion, du vent et de la chaîne image. Parmi les points critiques, on peut objecter que cette méthode nécessite beaucoup d'informations pour réaliser une trajectoire qui, dans sa phase de descente, avant l'arrondi, est très simple. Une autre remarque, liée à la vision, est le passage entre les images de référence, qui peut s'appuyer sur une mesure des résidus de l'algorithme de suivi ou la position GPS, mais qui fait perdre le sens de l'atterrissage purement basé vision. De plus, en s'approchant du sol, l'hypothèse de scène plane qui était valable loin de la piste, peut être mise en défaut par la présence d'objets 3D et conduire à une mauvaise estimation de l'homographie.

[Miller 2008] propose un nouvel ensemble de primitives, représentées Fig. 3.2b, constitué par la distance suivant l'axe  $y$  de la caméra entre le point de fuite et le point d'impact<sup>1</sup>, l'angle dans l'image de la ligne centrale de la piste et la coordonnée  $x$  du point de fuite. Les primitives proposées sont intéressantes pour leur propriété de couplage avec les degrés de liberté que l'on souhaite contrôler, mais la justification de leur utilisation, le schéma de commande et les résultats restent incomplets. Contrairement aux précédentes primitives concernant l'atterrissage sur piste, seules celles proposées dans [Miller 2008], présentent l'avantage d'avoir une valeur désirée constante au cours de la descente (avant l'arrondi).

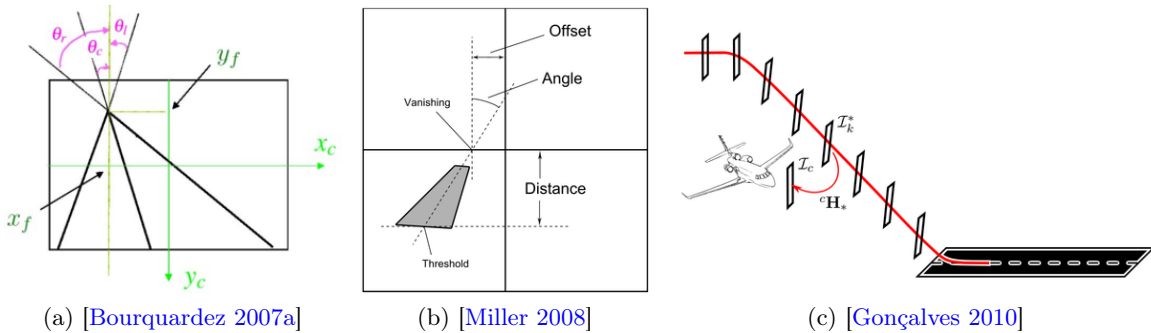


FIGURE 3.2 – Différentes primitives utilisées avec une commande linéaire.

**Commandes avancées et primitives géométriques.** Des commandes plus élaborées que la commande linéaire, ont été étudiées, afin de prendre en compte de manière plus fine la dynamique complexe de l'aéronef. Dans [Zhang 1999], afin de tenir compte de la dynamique d'un dirigeable pour le suivi d'un objet, la dynamique de l'aéronef a été rapportée dans le plan de l'image, et la commande appliquée, déduite d'une inversion dynamique. Des méthodes de commandes non linéaires basées vision concernant le guidage d'engins à vol vertical à l'aide de points [Hamel 2002, Hamel 2004], puis de droites [Mahony 2005], ont ensuite essaimé vers l'atterrissage d'aéronefs à voilure fixe. Dans [Le Bras 2009], les primitives proposées pour l'alignement sont les droites de la piste exprimées sous la forme de coordonnées de Plücker,

1. L'auteur de ce document n'avait pas eu connaissance de cette étude, à l'époque où il a proposé la primitive de distance entre les points de fuite et d'impact dans [Coutard 2011b].

présentées Fig. 3.3a. Pendant les phases de descente et d'arrondi, les coins de la piste et la direction de descente sont combinés pour obtenir une droite virtuelle exprimée en coordonnées de Plücker. Ces primitives entrent dans un schéma de commande non linéaire dans lequel est introduit un estimateur de vent. Ces méthodes non-linéaires sont étendues au suivi de trajectoires circulaires, utilisant un seul repère visuel dans [Le Bras 2010], ou à l'atterrissage d'hélicoptère utilisant une homographie en tant que primitive [de Plinval 2011]. Autre schéma de contrôle avancé, [Lee 2012] propose une commande adaptative à mode glissant, pour tenir compte de l'effet de sol, basée sur des primitives de l'image, pour l'atterrissage d'un drone hélicoptère.

**Utilisation du flux optique.** Reprenant le contrôle latéral et longitudinal de la phase d'approche de [Le Bras 2009], [Serra 2010] y ajoute un contrôle longitudinal lors de la phase d'arrondi, basé sur le flux optique de divergence. Ce flux optique est d'ailleurs proposé par les approches bio-inspirées permettant des touches en douceur [Ruffier 2004, Beyeler 2009]. Dans ces dernières applications, les drones ont une faible charge utile, ils nécessitent donc des capteurs légers et simples fournissant une information localisée mais utilisable pour le suivi de relief, l'évitement d'obstacle ou l'atterrissage. Pour revenir à des approches plus "classiques", [Hérissé 2012] étudie l'atterrissage d'engins à voilure tournante sur une plateforme mouvante en utilisant un schéma de commande non linéaire basé sur le flux optique (Fig. 3.3b).

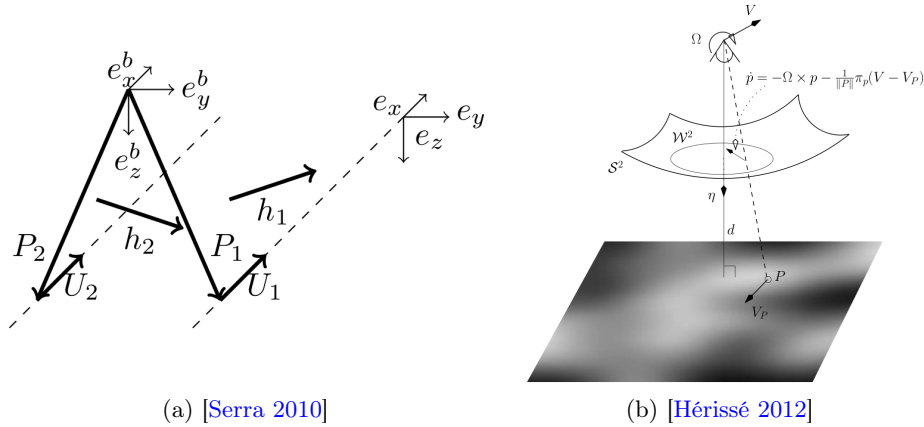


FIGURE 3.3 – Différentes primitives utilisées avec une commande non linéaire.

**Tâches simplifiées d'asservissement visuel.** [Huh 2010, Kummer 2011] étudient des atterrissages d'avions en mousse expansible nettement moins conventionnels que ceux effectués sur piste. En effet, du fait de la robustesse de l'avion, l'atterrissage consiste simplement à impacter une demi sphère gonflée d'air. L'extraction de l'image de ce dôme est facilitée par sa couleur rouge dans [Huh 2010] et dans les deux études, la tâche d'asservissement se résume à centrer ce dôme dans l'image pour que l'avion se dirige vers lui pour l'impacter.

### 3.2.2 PBVS

Dans ce schéma de commande, la vision assure la localisation relative, en remplacement ou en complément de systèmes conventionnels comme le GPS ou l'ILS [Charnley 1958, Sanders 1973]. C'est pourquoi la commande associée n'est pas différente de celle employée pour ces capteurs [St. John 1970, Bannett 1972, Vu 1991, Sousa 2003, Rosa 2007]. De plus, son développement est facilité car cette commande ne demande que très peu de modifications aux automatismes de bas niveau de l'aéronef et est donc plus familière aux usages aéronautiques de conception de lois de commande [Rives 2002]. L'approche générale consiste à hybrider les mesures issues de la vision avec celles des capteurs inertiels et/ou GPS [Yakimenko 2002]. On comprend alors la nécessité, pour ce type d'applications, de calibrer de manière précise la caméra et de caractériser les algorithmes de vision, notamment au niveau du bruit de mesure et des erreurs de modèle. On se référera donc à la Section 2.3.1 pour la présentation des algorithmes de localisation pouvant être utilisés dans de tels schémas de commande.

Cette partie a présenté les méthodes de la littérature sur l'atterrissage par asservissement visuel qui se découpent entre celles qui raisonnent directement avec des mesures images et celles estimant l'état de l'avion à partir de techniques de vision. La commande par asservissement visuel de l'avion pour l'appontage est l'objet d'étude de la section suivante.

## 3.3 Appontage par asservissement visuel

Par rapport à l'atterrissage sur piste, l'appontage présente certaines spécificités. La trajectoire de descente de l'avion n'a pas de phase d'arrondi afin d'assurer la précision de l'impact. Le porte-avions est animé d'un mouvement d'avancement pour créer un vent sur le pont et est soumis à l'état de la mer. Comme présenté Section 1.3.3.1, des indices visuels améliorent la perception du pilote de sa situation par rapport à la trajectoire désirée. Cet élément permet d'avancer que les méthodes basées sur des primitives 2D sont applicables à notre problème. De plus, la stabilité de la trajectoire d'approche permet d'envisager l'emploi de commandes linéaires. Cet énoncé est renforcé par le fait que les avions de combat sont pourvus d'une commande bas niveau stabilisant l'avion et rapprochant son comportement à celui d'un système linéaire. À ma connaissance, aucune commande basée sur des primitives du plan image n'a été proposée pour l'appontage d'avions avant [Coutard 2011b].

Comme schématisé Fig. 3.4, cette partie s'intéresse maintenant à la commande par asservissement visuel pour réaliser l'appontage sur un porte-avions mouvant. Pour cela, la commande est divisée en différentes parties traitant de manière indépendante un aspect de la tâche. Partant d'une modélisation des différentes composantes du problème en Section 3.3.1, des primitives visuelles venant de la littérature et inspirées de l'usage opérationnel par les pilotes sont étudiées Section 3.3.2 pour établir leurs caractéristiques par rapport aux degrés de liberté que l'on souhaite contrôler. Une commande par retour d'état, interfacée avec ces primitives visuelles, régule l'avion sur sa trajectoire d'alignement et d'approche vers le porte-avions et est présentée Section 3.3.3. Le porte-avions étant un objet mobile, ses mouvements sont pris en compte pour mettre à jour les valeurs désirées des informations visuelles dans la Section 3.3.4. Une étude des lois de commande pour un grand nombre de positions initiales est effectuée en Section 3.3.5. La commande des degrés de liberté de la caméra en tant que

tâche séparée de celle de l'approche, est étudiée en Section 3.3.6.

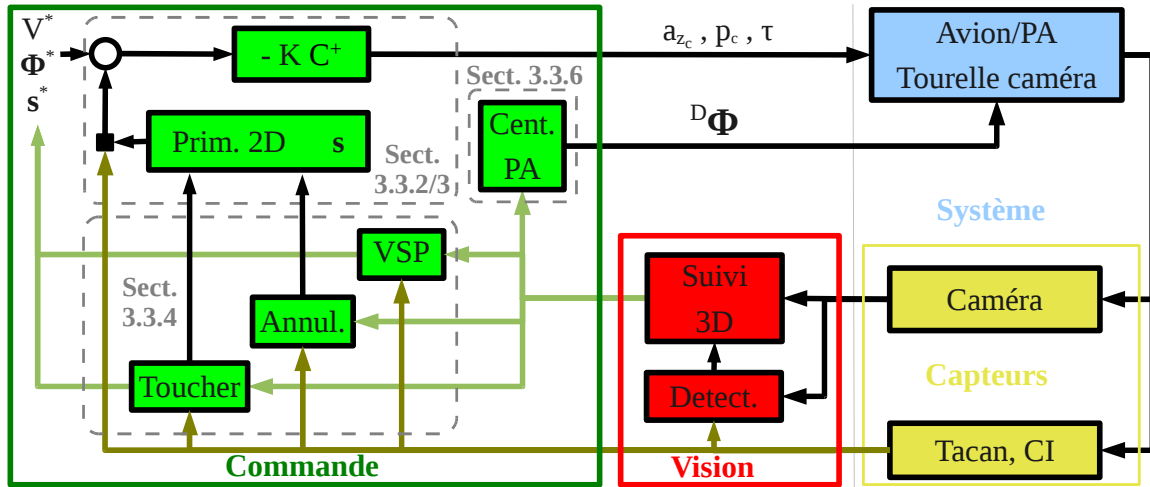


FIGURE 3.4 – Les différentes fonctions de la commande

### 3.3.1 Modélisation

Les Sections 3.3.1.1 et 3.3.1.2 traitent de la modélisation de l'avion et des caméras utilisées dans les tâches d'appontage et de centrage du porte-avions dans l'image et introduisent le concept de caméra virtuelle dans laquelle sont calculées les primitives visuelles.

#### 3.3.1.1 Modélisation de l'avion et du porte-avions

Dans l'objectif de rester concis on n'exposera que succinctement la modélisation et le contrôle d'un avion. Pour une explication complète et détaillée de la mise en équation du modèle de l'avion et de son aérodynamique, on se référera aux sources de la littérature [Stevens 1992, Cook 2007, Hull 2007].

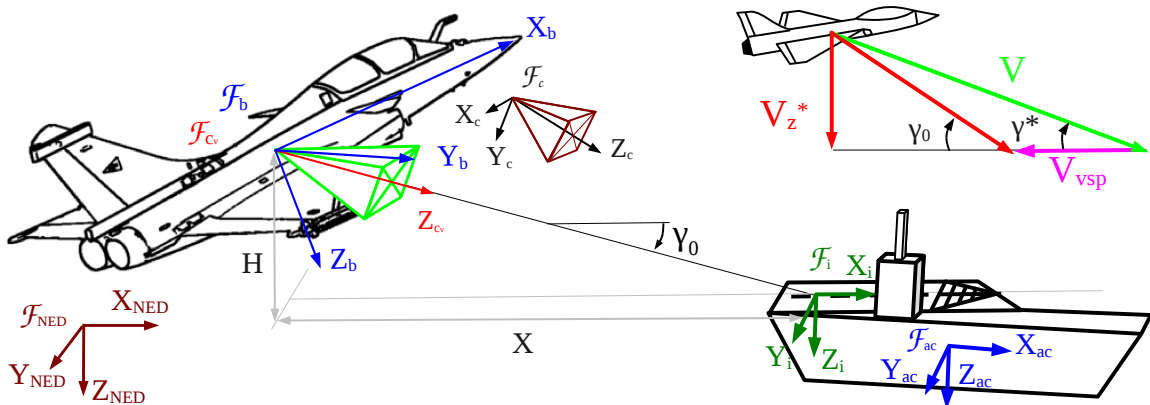


FIGURE 3.5 – Repères

**Repères.** Les repères du problème sont présentés Fig. 3.5. Les repères liés au porte-avions sont :  $\mathcal{F}_{ac}$  situé en son centre de gravité et  $\mathcal{F}_i$  au point d'impact sur la piste, placé à l'intersection entre la trajectoire désirée de descente et le plan de la piste. Le point d'impact désiré se situe au niveau du deuxième brin d'arrêt, présenté sur la Fig. 1.10. Les repères de l'avion  $\mathcal{F}_b$  et monde  $\mathcal{F}_{NED}$  correspondent à ceux présentés en Section 1.4.2. Le vecteur de pose de l'avion est défini par  $\mathbf{P} = (\mathbf{p}, \Phi) = (X, Y, Z, \phi, \theta, \psi)$ , où la position  $\mathbf{p}$  est définie dans le repère de la piste  $\mathcal{F}_i$  pour un porte-avions à angle de tangage et de roulis nuls. L'orientation  $\Phi$  est définie par les angles d'Euler dans le repère  $\mathcal{F}_{NED}$ , illustrée Fig. 1.20. La vitesse de l'avion par rapport au sol (et par rapport à l'air lorsqu'il n'y a pas de vent) est définie dans son repère  $\mathcal{F}_b$  par  $\mathbf{v}_b = (\mathbf{v}_b, \boldsymbol{\omega}_b) = (u, v, w, p, q, r)$  et pour un vent nul, la vitesse aérodynamique  $V$  est égale à la norme du vecteur  $\mathbf{v}_b$ .

A partir de  $\mathbf{v}_b$ , les angles d'attaque et de dérapage  $\alpha$  et  $\beta$  sont déterminés par les équations suivantes :

$$\alpha = \arctan \frac{w}{u} \quad (3.6)$$

$$\beta = \arcsin \frac{v}{V} \quad (3.7)$$

**Pentes aérodynamique et par rapport au porte-avions.** Durant l'approche, l'avion doit suivre une pente aérodynamique constante  $\gamma^*$  afin de conserver les mêmes caractéristiques aérodynamiques et propulsives. Cette pente aérodynamique se détermine avec la vitesse aérodynamique désirée  $V^*$  et la vitesse verticale désirée  $V_z^*$ , prenant en compte une marge sur la résistance du train d'atterrissage comme présenté en Section 1.3.1 :

$$\gamma^* = \arcsin \frac{V_z^*}{V^*} \quad (3.8)$$

Pour un appontage, une vitesse aérodynamique  $V^*$  de 67m/s et une vitesse verticale  $V_z^*$  de 3.8m/s (valeur fixée à la moitié de celle conduisant à la rupture du train) impliquent une pente  $\gamma^*$  de -3.3deg.

Comme présenté en Section 1.3.1, le principe de conserver une pente aérodynamique constante quelle que soit la vitesse du vent  $V_{vsp}$  sur le pont, créé par le déplacement du navire et le vent naturel, conduit à une pente  $\gamma_0$ , illustrée Fig. 3.5, par rapport au porte-avions donnée par :

$$\gamma_0 = \arctan \frac{V_z^*}{\sqrt{V^2 - V_z^{*2} - V_{vsp}^2}} \quad (3.9)$$

On notera que cette pente correspond alors au réticule de pente affiché sur le HUD ou au réglage en inclinaison du miroir d'appontage, respectivement présentés en Section 1.3.3.1 et 1.3.3.2. Par exemple, pour une vitesse sur le pont de 10.8m/s,  $\gamma_0$  vaut environ -3.9deg. La pente  $\gamma_0$  sera reprise dans notre méthode de commande utilisant des informations visuelles en Section 3.3.2. Cette pente dépend de la vitesse du vent sur le pont qui n'est pas connue mais qui sera estimée en Section 3.3.4.1.

**Matrices de transport.** La dérivée de la position  $\dot{\mathbf{p}}$  et le vecteur vitesse de translation  $\mathbf{v}_b$  sont liés par la relation :

$$\dot{\mathbf{p}} = \mathbf{B}_B^\top \mathbf{v}_b \quad (3.10)$$



où la matrice des cosinus direct  $\mathbf{B}_B$  est la multiplication des trois matrices de rotation avec les angles d'Euler  $\psi, \theta, \phi$ , ce qui aboutit à :

$$\mathbf{B}_B = \begin{bmatrix} \cos \theta \cos \psi & \cos \theta \sin \psi & -\sin \theta \\ -\cos \phi \sin \psi + \sin \phi \sin \theta \cos \psi & \cos \phi \cos \psi + \sin \phi \sin \theta \sin \psi & \sin \phi \cos \theta \\ \sin \phi \sin \psi + \cos \phi \sin \theta \cos \psi & -\sin \phi \cos \psi + \cos \phi \sin \theta \sin \psi & \cos \phi \cos \theta \end{bmatrix} \quad (3.11)$$

La propagation entre le vecteur de vitesse de rotation dans le repère avion  $\boldsymbol{\omega}_b$  et la dérivée des angles d'Euler  $\dot{\boldsymbol{\Phi}}$  est établie par la relation cinématique classique :

$$\dot{\boldsymbol{\Phi}} = \boldsymbol{\xi}(\boldsymbol{\Phi}) \boldsymbol{\omega}_b \quad (3.12)$$

où la matrice  $\boldsymbol{\xi}(\boldsymbol{\Phi})$  dépend des angles d'Euler et est donnée par :

$$\boldsymbol{\xi}(\boldsymbol{\Phi}) = \begin{bmatrix} 1 & \tan \theta \sin \phi & \tan \theta \cos \phi \\ 0 & \cos \phi & -\sin \phi \\ 0 & \frac{\sin \phi}{\cos \theta} & \frac{\cos \phi}{\cos \theta} \end{bmatrix} \quad (3.13)$$

Lors de la trajectoire de descente désirée vers le porte-avions, l'avion présente un angle de tangage  $\theta_0$  mais un roulis  $\phi$  et un cap relatif  $\psi$  nuls, ainsi les matrices  $\mathbf{B}_B$  et  $\boldsymbol{\xi}$  se simplifient en :

$$\mathbf{B}_B^* = \begin{bmatrix} c\theta_0 & 0 & -s\theta_0 \\ 0 & 1 & 0 \\ s\theta_0 & 0 & c\theta_0 \end{bmatrix}; \boldsymbol{\xi}^{*-1} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & -s\theta_0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & c\theta_0 \end{bmatrix} \quad (3.14)$$

avec  $c\theta_0 = \cos \theta_0$  et  $s\theta_0 = \sin \theta_0$ .

**Dynamique.** Le comportement d'un avion peut être modélisé par un modèle non linéaire valide pour un large domaine de vol ou un modèle linéarisé autour d'un point de fonctionnement.

**Modèle non linéaire** En considérant un modèle de terre plate, valide lors de phases de vol courtes comme dans notre cas d'atterrissage, le modèle non linéaire suivant est établi, basé sur le principe fondamental de la dynamique [Stevens 1992] :

$$\dot{\mathbf{v}}_b = -[\boldsymbol{\omega}_b]_{\times} \mathbf{v}_b + \mathbf{B}_B \mathbf{g}_0 + \frac{\mathbf{F}_b}{m} \quad (3.15)$$

$$\dot{\boldsymbol{\omega}}_b = -\mathbf{J}^{-1} [\boldsymbol{\omega}_b]_{\times} \mathbf{J} \boldsymbol{\omega}_b + \mathbf{J}^{-1} \mathbf{T}_b \quad (3.16)$$

où  $\mathbf{F}_b$  et  $\mathbf{T}_b$  sont les forces et moments appliqués à l'avion dans son repère en ne prenant pas en compte la force gravitationnelle.  $m$  et  $\mathbf{J}$  sont la masse et la matrice d'inertie de l'avion,  $\mathbf{g}_0$  l'accélération gravitationnelle.  $[\boldsymbol{\omega}_b]_{\times}$  est la matrice de pré-produit vectoriel du vecteur de vitesses angulaires  $\boldsymbol{\omega}_b$ .

Les forces  $\mathbf{F}_b$  et les moments  $\mathbf{T}_b$  appliqués à l'avion vont être dépendants de l'aérodynamique et de la poussée de l'avion. Les forces et moments aérodynamiques dépendent de la pression dynamique et de coefficients aérodynamiques. La pression dynamique dépend de la densité de l'air (donc de l'altitude) et de la vitesse de l'air. Les coefficients aérodynamiques varient en fonction du Mach (dépendant de l'altitude et de la vitesse aérodynamique), de l'incidence,

du dérapage, des angles de déflexion des gouvernes et volets [Roskam 1998, Roskam 2001]. Suivant la technologie de propulsion, la poussée de l'avion est affectée par l'altitude et la vitesse aérodynamique. De plus, le calage moteur et la position du centre de gravité de l'avion engendre des forces et couples supplémentaires à prendre en compte. On se tournera vers les ouvrages de la littérature [Cook 2007, Hull 2007] pour une description plus complète de ces caractéristiques. Enfin, lorsqu'un vent naturel  $\mathbf{v}_w$  exprimé dans le repère  $\mathcal{F}_{NED}$  est présent, la vitesse aérodynamique  $\mathbf{v}_a$  à considérer pour calculer les angles aérodynamiques et les forces et moments dépendants de cette vitesse a pour expression :

$$\mathbf{v}_a = \mathbf{v}_b - \mathbf{B}_B \mathbf{v}_w \quad (3.17)$$

Le modèle donné par les équations (3.10), (3.12), (3.15) et (3.16) a l'avantage d'être représentatif du comportement de l'avion sur un large domaine de vol mais est complexe, nécessite la connaissance d'un nombre important de paramètres et complique la synthèse d'une loi de commande. Une approche classique est de considérer un modèle linéarisé pour un point de fonctionnement.

**Modèle linéarisé** Durant la phase d'approche et d'atterrissage, la pente et l'attitude de l'avion ne sont soumis qu'à des variations limitées autour d'un seul point de vol. Cette remarque permet d'établir un modèle nettement plus simple que le modèle non linéaire, basé sur une linéarisation en ce point de fonctionnement. Cela permet la synthèse d'une loi de commande en utilisant les outils du contrôle linéaire. De plus, dans le cas d'un avion de combat, par nature instable, des contrôles bas niveau sont déjà présents afin de stabiliser l'attitude de l'avion. En accord avec Dassault Aviation, la commande basée vision va donc se baser sur un avion stabilisé par ce contrôle bas niveau. Ainsi, le contrôle bas niveau maintient le dérapage  $\beta$  à zéro et les commandes  $\mathbf{u}$ , dont dispose le contrôle haut niveau, sont la commande de la poussée  $\tau$ , la vitesse de roulis  $p_c$  et l'accélération normale  $a_{z_c}$ , illustrées Fig. 3.6. Ce choix de commandes induit que la mise en virage s'effectue par une prise de roulis provoquant l'inclinaison du vecteur de portance pour virer (manœuvre de *bank-to-turn*).

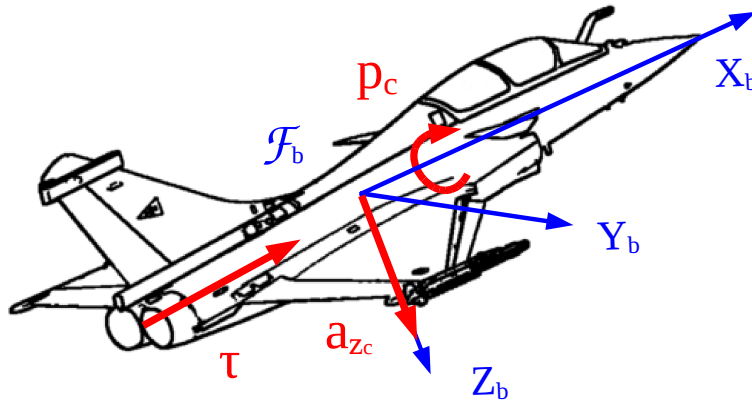


FIGURE 3.6 – Commandes de l'avion stabilisé : la commande de la poussée  $\tau$ , la vitesse de roulis  $p_c$  et l'accélération normale  $a_{z_c}$ .

Ainsi le comportement dynamique longitudinal et latéral de l'avion stabilisé peut être mis

sous la forme d'un modèle d'état, linéaire et multivariable :

$$\begin{cases} \dot{\tilde{\mathbf{x}}} &= \mathbf{A} \tilde{\mathbf{x}} + \mathbf{B} \tilde{\mathbf{u}} \\ \tilde{\mathbf{y}} &= \mathbf{C} \tilde{\mathbf{x}} \end{cases} \quad (3.18)$$

L'état  $\mathbf{x}$  contient les vitesses, angle d'incidence  $\alpha$  et pose de l'avion  $\mathbf{x} = (V, \alpha, \boldsymbol{\omega}_b, \mathbf{P})$ .  $\tilde{\mathbf{x}}$  et  $\tilde{\mathbf{u}}$  sont les variations de l'état  $\mathbf{x}$  et des commandes  $\mathbf{u}$  autour du point de vol linéarisé défini par  $\mathbf{x}_0$  et  $\mathbf{u}_0$ , de la manière suivante :  $\tilde{\mathbf{x}} = \mathbf{x} - \mathbf{x}_0$  et  $\tilde{\mathbf{u}} = \mathbf{u} - \mathbf{u}_0$ .

Le choix des sorties  $\mathbf{y}$  du modèle va dépendre des capteurs utilisés. Lors de la phase d'apportage, les dynamiques longitudinale et latérale sont considérées découplées et le vecteur d'état peut donc être découpé en deux composantes longitudinale et latérale. Ce fait permettra, par la suite, de sélectionner les sorties reliées de manière découplée aux dynamiques que l'on souhaite commander. Ces grandeurs sont ici des informations visuelles comme on le verra en Section 3.3.2.

Le modèle linéaire qui sera employé pour la synthèse du gain de contre-réaction en Section 3.3.3 prend en compte un vent nul. Ce gain restera donc unique quel que soit le vent. Ce dernier sera pris en compte en modifiant les valeurs désirés des sorties en Section 3.3.4.1.

**N.B.** : Dans le but de représenter fidèlement le comportement de l'avion, les expressions numériques des matrices  $\mathbf{A}$  et  $\mathbf{B}$  du modèle linéaire ont été fournies par Dassault Aviation. Pour des raisons pratiques, le modèle linéaire et le modèle informatique fournis par Dassault Aviation sont ceux d'un Mirage 2000 et non d'un Rafale qui est l'avion réellement employé sur porte-avions et présenté dans le Chapitre 1. Cette subtilité explique la différence de masse (8000kg pour le Mirage 2000) et de caractéristiques aérodynamiques conduisant à un point de fonctionnement différent entre le Mirage 2000 et le Rafale :  $V = 67m/s, \alpha_0 = 13.8deg, \theta_0 = 10.5deg$  au lieu de  $V = 72m/s, \alpha_0 = 16deg, \theta_0 = 12.7deg$ . Cela ne remet en rien en cause les résultats de cette étude.

**Le porte-avions.** Le porte-avions n'est pas pris en compte dans la modélisation et l'état du problème. Ses mouvements interviendront en tant que perturbations appliquées au système. Pour cela, on utilisera des trajectoires fournies par la Marine Nationale ou synthétisées.

Cette partie a présenté la modélisation de l'avion pour le point de vol considéré. La partie suivante introduit la modélisation des différentes caméras utilisées dans notre application.

### 3.3.1.2 Modélisation des caméras

Dans cette section, on introduira deux caméras, présentées Fig. 3.5 : une caméra  $c$  qui correspond à la caméra réelle pourvue de deux degrés de liberté utilisés pour centrer le porte-avions dans l'image et une caméra virtuelle  $c_v$  dans laquelle les primitives de la commande par asservissement visuel sont calculées. Cette distinction est nécessaire car, étant donné le champ de vue très restreint de la caméra  $c$  (de 1 à 4 degrés), qu'il s'agisse du pod Damocles ou de l'OSF, les mouvements de l'avion feraient sortir le porte-avions de l'image si la caméra  $c$  n'était pas orientable.

Les poses des deux caméras  $c$  et  $c_v$  dans le repère de l'avion  $\mathcal{F}_b$  sont définies respectivement par leurs vecteurs de translation  ${}^c\mathbf{t}_b$  et  ${}^{c_v}\mathbf{t}_b$  et leurs matrices de rotation  ${}^c\mathbf{R}_b$  et  ${}^{c_v}\mathbf{R}_b$ .

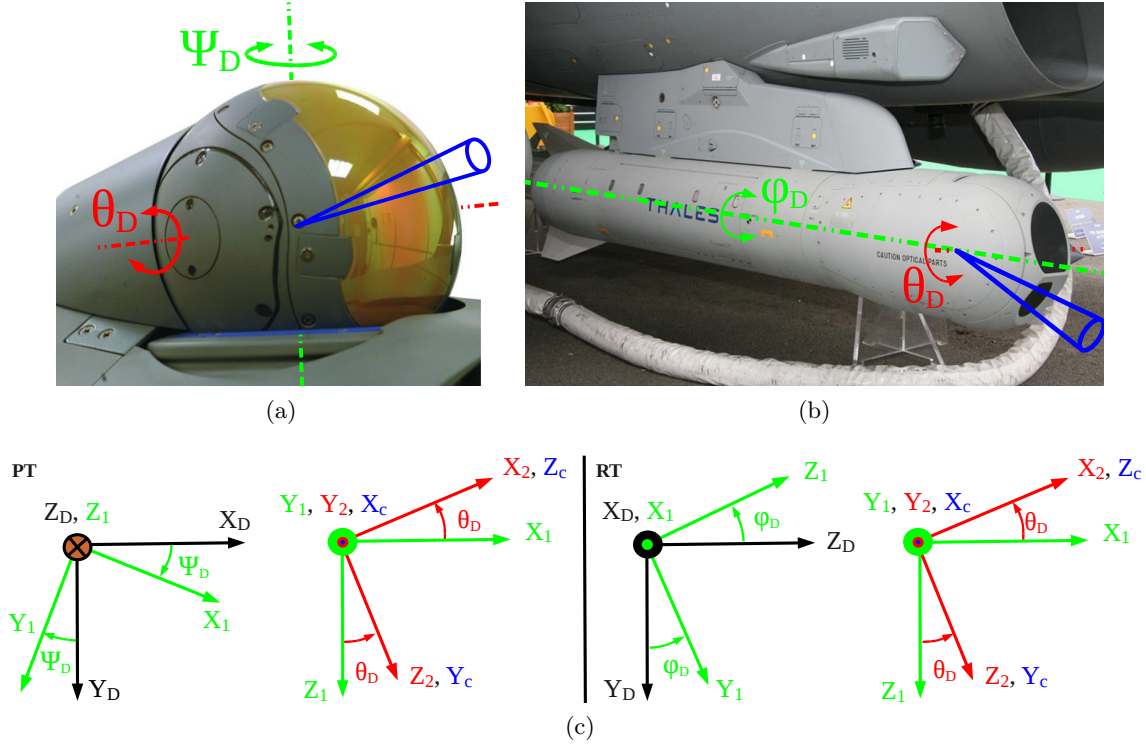


FIGURE 3.7 – Les architectures des caméras du Rafale : *Pan-Tilt* ( $\psi_D$ ,  $\theta_D$ ) pour l’OSF (a), *Roll-Tilt* ( $\phi_D$ ,  $\theta_D$ ) pour le pod Damocles (b). L’angle de vue, ici schématisé en bleu, n’est pas représentatif du champ de vue réel. L’ordre des différentes rotations pour les deux configurations (c)

**Caméra réelle  $c$  utilisée pour centrer le porte-avions dans l’image.** Les caméras de l’OSF et du pod Damocles, présentées Fig. 3.7, sont caractérisées par des architectures différentes. Quelles que soient leurs architectures, elles ont pour objectif de centrer le porte-avions dans l’image, comme cela sera présenté Section 3.3.6.

Pour simplifier la modélisation et du fait de l’absence de données techniques disponibles, on considérera que les axes des actionneurs sont confondus avec les axes des repères des caméras orientables  $c$ , comme présenté sur les Figs. 3.7b-3.7c. En plus des matrices de rotation  ${}^c\mathbf{R}_b$  des caméras, leurs matrices de transport  $\zeta_D$  seront calculées pour être employées pour la commande présentée en Section 3.3.6. La matrice  $\zeta_D$  lie la vitesse de rotation  ${}^c\omega_D$  due aux degrés de liberté de l’optique dans le repère  $\mathcal{F}_c$  et la dérivée de ses angles d’Euler  $\dot{\Phi}_D$  par la relation :

$${}^c\omega_D = \zeta_D \dot{\Phi}_D \quad (3.19)$$

**Configuration *Pan-Tilt*.** Illustrée Fig. 3.7a, l’OSF est dotée d’une architecture *Pan-Tilt* avec les degrés de liberté  $\Phi_D = (\psi_D, \theta_D)$ , avec  $\psi_D$  angle de *Pan* et  $\theta_D$  angle de *Tilt*, sa

matrice de rotation  ${}^c\mathbf{R}_b$  est donnée par :

$${}^c\mathbf{R}_b = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \\ 1 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} c\theta_D & 0 & -s\theta_D \\ 0 & 1 & 0 \\ s\theta_D & 0 & c\theta_D \end{bmatrix} \begin{bmatrix} c\psi_D & s\psi_D & 0 \\ -s\psi_D & c\psi_D & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (3.20)$$

Pour cette configuration *Pan-Tilt*, la matrice de transport  $\zeta_D$  est :

$$\zeta_D = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ c\theta_D & 0 \\ -s\theta_D & 0 \end{bmatrix} \quad (3.21)$$

**Configuration *Roll-Tilt*.** Un exemple typique de cette configuration est le pod Damoclès présenté Fig. 3.7b, doté d'une telle architecture du fait de sa fonction de désignation de cible et de choix architecturaux du constructeur. Ainsi, le premier degré de liberté commandé est l'axe de *Roll* par l'angle  $\phi_D$ , le second l'axe de *Tilt* par l'angle  $\theta_D$ , ses degrés de liberté sont donc  $\Phi_D = (\phi_D, \theta_D)$ . Sa matrice de rotation  ${}^c\mathbf{R}_b$  entre les repères  $\mathcal{F}_b$  et  $\mathcal{F}_c$  est donnée, avec les angles d'Euler  $\Phi_D$  par :

$${}^c\mathbf{R}_b = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \\ 1 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} c\theta_D & 0 & -s\theta_D \\ 0 & 1 & 0 \\ s\theta_D & 0 & c\theta_D \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & c\phi_D & s\phi_D \\ 0 & -s\phi_D & c\phi_D \end{bmatrix} \quad (3.22)$$

Pour cette configuration *Roll-Tilt*, la matrice de transport  $\zeta_D$  est :

$$\zeta_D = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ s\theta_D & 0 \\ c\theta_D & 0 \end{bmatrix} \quad (3.23)$$

**Caméra virtuelle  $c_v$  utilisée pour la commande.** Pour la tâche d'asservissement visuel, la caméra virtuelle  $c_v$  est considérée fixe, orientée seulement d'un angle constant de *Tilt*  $\theta_{c_v}$  et localisée au centre de gravité de l'avion. Cette orientation a pour objectif de centrer le porte-avions dans l'image de la caméra virtuelle  $c_v$ , le long de la trajectoire d'approche désirée, ce qui donnera aux primitives visuelles de bonnes propriétés de découplage et sera présenté Section 3.3.2. Ainsi sa matrice de rotation  ${}^{c_v}\mathbf{R}_b$  est donnée par :

$${}^{c_v}\mathbf{R}_b = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \\ 1 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} c\theta_{c_v} & 0 & -s\theta_{c_v} \\ 0 & 1 & 0 \\ s\theta_{c_v} & 0 & c\theta_{c_v} \end{bmatrix} \quad (3.24)$$

avec  $\theta_{c_v}^* = -\theta_0 + \gamma_0$  où on rappelle que  $\theta_0$  est l'angle de tangage de l'avion pour le point de vol, illustré Fig. 3.5 et  $\gamma_0 = -\tan^{-1} \frac{Z_0}{X_0}$  est l'angle de descente vers le point d'impact par rapport au porte-avions illustré lui aussi Fig. 3.5.  $X_0$  et  $Z_0$  sont les distances horizontale et verticale par rapport au repère du point d'impact  $\mathcal{F}_i$ , pour le point de linéarisation considéré.

**Le passage de la caméra réelle  $c$  à la caméra virtuelle  $c_v$ .** Le suivi visuel et le centrage du porte-avions dans l'image, à base de mesures 3D ou 2D, sont effectués dans la caméra  $c$ , alors que le calcul des primitives visuelles utilisées pour la commande provient de la caméra  $c_v$ . Il est donc nécessaire d'établir le lien entre les deux caméras afin de propager les mesures de  $c$  à  $c_v$  pour les deux types de suivi :

- Dans le cas du suivi 3D présenté en Section 2.3.2.1, l'algorithme estime la pose  ${}^c\mathbf{M}_i$  entre le point d'impact et la caméra  $c$ . Connaissant les poses des deux caméras  $c$  et  $c_v$  dans le repère  $\mathcal{F}_b$  et donc la pose  ${}^{c_v}\mathbf{M}_c$  entre les deux caméras, le lien est immédiat et la pose du point d'impact dans la caméra virtuelle  $c_v$  est définie par :

$${}^{c_v}\mathbf{M}_i = {}^{c_v}\mathbf{M}_c {}^c\mathbf{M}_i \quad (3.25)$$

- Dans le cas du suivi 2D présenté en Section 2.3.2.2, en travaillant avec l'image fournie par la caméra  $c$ , l'algorithme estime l'homographie  ${}^c\mathbf{H}_{c^r}$  entre une image de référence prise par la caméra  $c^r$  à une pose de référence connue  ${}^{c^r}\mathbf{M}_i$  et l'image courante prise par la caméra  $c$ . Comme évoqué en Section 2.1.2, la pose  ${}^c\mathbf{M}_{c^r}$  peut être retrouvée par décomposition de l'homographie  ${}^c\mathbf{H}_{c^r}$  et l'usage de la pose  ${}^{c^r}\mathbf{M}_i$ . Ainsi la pose  ${}^{c_v}\mathbf{M}_{c_v^r}$  entre les caméras virtuelles de référence  $c_v^r$  et courante  $c_v$  est déterminée par :

$${}^{c_v}\mathbf{M}_{c_v^r} = {}^{c_v}\mathbf{M}_c {}^c\mathbf{M}_{c^r} {}^{c^r}\mathbf{M}_{c_v^r} \quad (3.26)$$

où  ${}^{c^r}\mathbf{M}_{c_v^r}$  est la pose connue entre la caméra virtuelle de référence  $c_v^r$  et la caméra de référence  $c^r$ .

Enfin, l'homographie  ${}^{c_v}\mathbf{H}_{c_v^r}$  du plan  $\mathcal{P}({}^{c_v^r}\mathbf{n}, {}^{c_v^r}d)$  entre la caméra virtuelle de référence  $c_v^r$  et courante  $c_v$  est déterminée par :

$${}^{c_v}\mathbf{H}_{c_v^r} = {}^{c_v}\mathbf{R}_{c_v^r} + \frac{{}^{c_v}\mathbf{t}_{c_v^r}}{{}^{c_v^r}d} {}^{c_v^r}\mathbf{n} \quad (3.27)$$

où  ${}^{c_v^r}\mathbf{n}$  est la distance euclidienne entre le plan  $\mathcal{P}$  et la caméra virtuelle de référence  $c_v^r$  et  ${}^{c_v^r}d$  la normale du plan exprimée dans  $c_v^r$ .

On pourra noter que la méthode 2D n'en est plus vraiment une, puisqu'on fait intervenir un *a priori* 3D et une localisation 3D, pour ensuite revenir à une transformation 2D. Néanmoins, cette méthode ne présente pas d'approximation et utilise seulement les données disponibles.

Si la caméra virtuelle  $c_v$  avait la même position par rapport à l'avion que la caméra réelle  $c$  (et non pas au centre de gravité de l'avion), on aurait pu faire la transformation sans recourir au 3D par la prise en compte de l'orientation entre les caméras  $c$  et  $c_v$ . Toutefois le fait de considérer la caméra virtuelle à la position du pod Damocles (par exemple) avec un décalage latérale par rapport à l'avion aurait engendré des variations des valeurs désirées des primitives en fonction de la position au porte-avions.

### 3.3.2 Primitives visuelles pour l'appontage

Pour réaliser l'appontage, on souhaite étudier l'utilisation d'informations visuelles contenues dans le plan image, dites primitives 2D. Cette commande basée sur les mesures du capteur de vision n'est pas directement applicable à la commande par retour d'état usuellement employée et présentée dans la Section 3.3.3. Pour cela, cette section établit le lien existant entre les variations de la pose et celles des primitives visuelles utilisées dans la commande dans le but de vérifier les bonnes propriétés des dites primitives pour contrôler les degrés de liberté considérés.

Dans cette application d'alignement et d'approche vers le porte-avions, les degrés de liberté inobservables par les capteurs de l'avion sont le cap relatif  $\psi$  et les positions longitudinale  $X$ ,

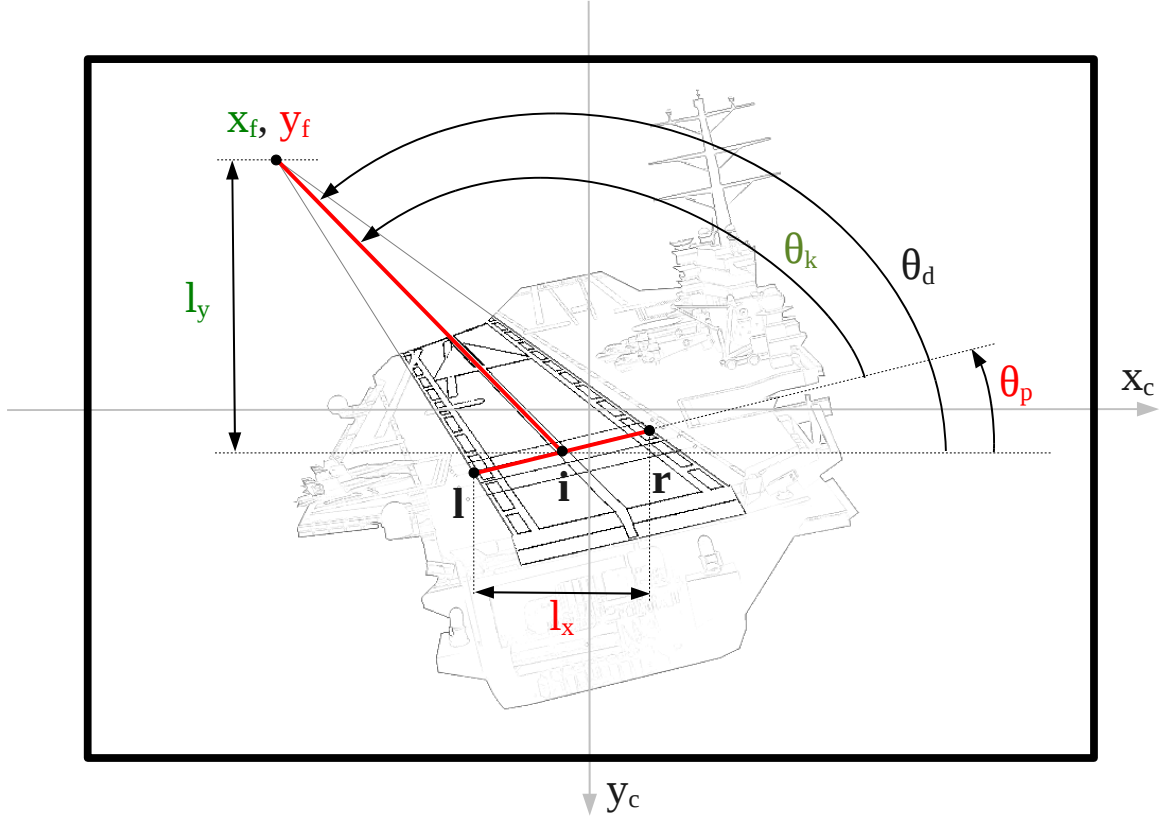


FIGURE 3.8 – Seules les primitives  $l_y$ ,  $x_f$  et  $\theta_k$  sont utilisées pour la commande de l'avion pour l'appontage (Section 3.3.2) ; en complément de ces primitives,  $\theta_p$ ,  $y_p$  and  $l_x$  permettent d'estimer le vent au-dessus du pont (Section 3.3.4) ; ces primitives sont toutes calculées dans la caméra virtuelle  $c_v$ .

latérale  $Y$  et verticale  $Z$  par rapport au repère  $\mathcal{F}_i$  du point d'impact, situé sur la piste du porte-avions. En effet, le transpondeur TACAN, présenté en Section 1.4.1 ne fournit par des mesures de distance et d'angle assez précises pour être incluses dans un système d'appontage automatique et le radio-altimètre ne donne que l'altitude par rapport à la mer. Ces deux capteurs ne permettent donc pas d'estimer précisément  $X$ ,  $Y$  et  $Z$ . Enfin, le cap  $\psi_{ac}$  du porte-avions n'est pas connu de manière précise, ce qui empêche de remonter au cap relatif  $\psi$  entre l'avion et l'axe de la piste. On notera que la tâche d'appontage ne nécessite pas une commande explicite de la position  $X$ . En effet, il suffit de réguler les positions  $Y$  et  $Z$  par rapport à la trajectoire de pente désirée pour atterrir au point d'impact désiré.

Les primitives visuelles 2D  $s$  proposées pour réaliser l'alignement et l'approche vers le porte-avions sont présentées Fig. 3.8. Elles sont inspirées des indices visuels de la littérature et des aides passives à l'appontage présentés en Sections 1.3.2.2 et 1.3.3.1. On considérera dans cette section les primitives calculées dans la caméra virtuelle  $c_v$ .

La distance  $l_y$ , sur l'axe  $y$  de la caméra, entre le point de fuite  $f$  et le point d'impact  $i$ , est bien adaptée pour contrôler la descente à pente constante par rapport au porte-avions car  $l_y$  est représentative de l'angle  $\gamma_0$  entre le point d'impact et la ligne d'horizon qui, pour une position longitudinale  $X$ , permet de contrôler la position  $Z$ . En effet, pour maintenir une pente



de descente constante,  $l_y$  doit être régulée à sa valeur désirée  $l_y^* = \tan \gamma_0$ , tel que présenté par la Fig. 3.9. On rappelle le lien de  $\gamma_0$  avec le réticule de pente affiché sur le HUD ou avec le réglage en inclinaison du miroir d'appontage, précédemment évoqués en Section 3.3.1.1. Cette primitive a déjà été proposée et intégrée dans une boucle de commande par [Miller 2008]. Du fait que les primitives soient calculées dans la caméra virtuelle  $c_v$ , la primitive désirée  $l_y^*$  pour suivre la trajectoire de descente est constante au cours de l'approche (pour un vent sur le pont constant), ce qui n'est pas le cas pour les précédentes primitives proposées par la littérature.

Concernant le contrôle latéral, la coordonnée  $x_f$  du point de fuite provenant de la littérature [Rives 2004, Bourquardez 2007a, Miller 2008] est réutilisée pour la commande du cap relatif  $\psi$ . L'angle  $\theta_k$  est la primitive proposée pour la position latérale  $Y$  et est défini par l'intersection dans l'espace 3D entre l'axe de la piste et le segment  $[lr]$  positionné au niveau du point d'impact  $i$ . L'axe et le segment sont orthogonaux et appartiennent au pont d'envol. Cet angle  $\theta_k$  est inspiré de la *drop line*, présentée Fig. 1.16. Pour un alignement correct, l'angle  $\theta_k$  forme un angle droit.  $\theta_k$  est relié de manière plus directe à la position latérale  $Y$  que ne l'est l'angle entre l'axe de la piste et l'axe  $y$  de la caméra, utilisé par [Miller 2008]. Cet énoncé sera confirmé en Section 3.3.2.4. Les deux primitives  $x_f$  et  $\theta_k$  fournissent une information quant aux orientation et position relatives, dans le plan horizontal. En effet, dans le cas de la Fig. 3.8, on perçoit que la caméra est positionnée à gauche de l'axe de la piste et orientée vers le porte-avions.

### 3.3.2.1 Calcul des éléments de base des primitives

Les primitives  $\mathbf{s}$  se calculent à l'aide de points  $\mathbf{x}$  de l'image, exprimés en coordonnées homogènes. Ces points se déterminent en fonction de l'algorithme de suivi utilisé :

- avec la pose  ${}^{c_v}\mathbf{M}_i$  du suivi 3D par la projection de points 3D, définis en coordonnées homogènes  ${}^i\mathbb{X}$  :

$$\mathbf{x} = pr({}^{c_v}\mathbf{M}_i, {}^i\mathbb{X}) \quad (3.28)$$

Dans le cas particulier du point de fuite de l'axe de la piste, dont la coordonnée  ${}^iX_f$  tend à l'infini, ses coordonnées  $(x_f, y_f)$  dans l'image se calculent par :

$$x_f = \frac{{}^{c_v}r_{11}}{{}^{c_v}r_{31}}; y_f = \frac{{}^{c_v}r_{21}}{{}^{c_v}r_{31}} \quad (3.29)$$

où  ${}^{c_v}r_{ij}$  est l'élément situé à la  $i$ -ème ligne et à la  $j$ -ème colonne de la matrice de rotation  ${}^{c_v}\mathbf{R}_i$ .

- dans le cas du suivi 2D, par :

$$\mathbf{x} = {}^{c_v}\mathbf{H}_{c_v^r} \mathbf{x}_r \quad (3.30)$$

avec  $\mathbf{x}_r$  la projection des points 3D par la pose  ${}^{c_v^r}\mathbf{M}_i$  de référence :  $\mathbf{x}_r = pr({}^{c_v^r}\mathbf{M}_i, {}^i\mathbb{X})$ .

### 3.3.2.2 Modélisation des primitives

Cette section s'attache à étudier les primitives proposées afin d'établir l'influence des degrés de liberté sur lesdites primitives. Pour cela, on présente la modélisation de primitives de base qui sont conjuguées afin d'aboutir aux primitives utilisées par la commande.

Le principe de cette modélisation consiste à établir le lien entre le vecteur vitesse  $\mathbf{v}_{c_v}$  de la caméra virtuelle  $c_v$ , exprimée dans son repère  $\mathcal{F}_{c_v}$ , et la vitesse d'une primitive  $\mathbf{s}$  :

$$\dot{\mathbf{s}} = \mathbf{L}_s \mathbf{v}_{c_v} \quad (3.31)$$

où  $\mathbf{L}_s$  est la matrice d'interaction de ladite primitive [Chaumette 2006].

Si la primitive est un point image  $\mathbf{s} = (x, y)$ , représenté par ses coordonnées cartésiennes, sa matrice d'interaction est donnée par :

$$\mathbf{L}_x = \begin{bmatrix} \mathbf{L}_x \\ \mathbf{L}_y \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -\frac{1}{Z} & 0 & \frac{x}{Z} & xy & -(1+x^2) & y \\ 0 & -\frac{1}{Z} & \frac{y}{Z} & 1+y^2 & -xy & -x \end{bmatrix} \quad (3.32)$$

où  $Z$  est la profondeur du point 3D dans le repère de la caméra  $c_v$ .

L'orientation d'un segment est définie par la relation  $\theta = \tan^{-1}(\frac{y_1-y_2}{x_1-x_2})$  avec le couple de points  $(\mathbf{x}_1, \mathbf{x}_2)$ . Sa matrice d'interaction a la forme suivante [Chaumette 1990] :

$$\mathbf{L}_\theta = \begin{bmatrix} \frac{D}{l} s\theta \\ -\frac{D}{l} c\theta \\ -D(x_m s\theta - y_m c\theta)/l \\ -x_m s^2\theta + \frac{y_m}{2} s2\theta \\ \frac{x_m}{2} s2\theta - y_m c^2\theta \\ -1 \end{bmatrix}^\top \quad (3.33)$$

où  $D = \frac{1}{Z_1} - \frac{1}{Z_2}$ ,  $l$  est la longueur du segment dans l'image et  $(x_m, y_m)$  les coordonnées de son milieu.

Les trois primitives visuelles proposées pour la tâche d'appontage sont définies par :

$$\mathbf{s} = (x_f, \theta_k, l_y) = (x_f, \theta_d - \theta_p, y_f - y_i) \quad (3.34)$$

où  $\theta_d$  et  $\theta_p$  sont les angles des segments de la ligne centrale de la piste et du segment orthogonal  $[lr]$  appartenant à la piste et localisé au niveau du point d'impact  $i$ .

La matrice d'interaction associée au point de fuite  $x_f$  dérive de l'équation (3.32) en considérant  $Z$  tendant vers l'infini, faisant ainsi apparaître une invariance aux mouvements de translation :

$$\mathbf{L}_{x_f} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & x_f & y_f & -(1+x_f^2) & y_f \end{bmatrix} \quad (3.35)$$

Celle de l'angle  $\theta_k$  est composée de l'équation (3.33) pour les deux segments définis respectivement par les couples de points  $(f, i)$  et  $(r, l)$ , indicés  $d$  pour l'axe de la piste et  $p$  pour sa largeur :

$$\mathbf{L}_{\theta_k} = \begin{bmatrix} \frac{D_d}{l_d} s\theta_d - \frac{D_p}{l_p} s\theta_p \\ -\frac{D_d}{l_d} c\theta_d + \frac{D_p}{l_p} c\theta_p \\ \frac{-D_d(x_{dm} s\theta_d - y_{dm} c\theta_d) + D_p(x_{pm} s\theta_p - y_{pm} c\theta_p)}{l_d} \\ -x_{dm} s^2\theta_d + \frac{y_{dm}}{2} s2\theta_d + x_{pm} s^2\theta_p - \frac{y_{pm}}{2} s2\theta_p \\ \frac{x_{dm}}{2} s2\theta_d - y_{dm} c^2\theta_d - \frac{x_{pm}}{2} s2\theta_p + y_{pm} c^2\theta_p \\ 0 \end{bmatrix}^\top \quad (3.36)$$

avec  $D_d = -\frac{1}{Z_i}$  puisque le point  $f$  est le point de fuite. On peut déjà remarquer qu'une rotation autour de l'axe optique de la caméra  $c_v$  n'a pas d'effet sur la primitive  $\theta_k$ . Pour les autres composantes de cette matrice d'interaction, des simplifications apparaissent à la position désirée comme on le verra ci-dessous.

Concernant la primitive  $l_y$ , nous obtenons sa matrice d'interaction à partir de l'équation (3.32) :

$$\mathbf{L}_{l_y} = \begin{bmatrix} 0 & \frac{1}{Z_i} & -\frac{y_i}{Z_i} & y_f^2 - y_i^2 & -x_f y_f + x_i y_i & -x_f + x_i \end{bmatrix} \quad (3.37)$$

La matrice d'interaction associée aux primitives  $\mathbf{s}$  est l'empilement des matrices d'interaction de chacune des primitives :

$$\mathbf{L}_s = \begin{bmatrix} \mathbf{L}_{x_f} \\ \mathbf{L}_{\theta_k} \\ \mathbf{L}_{l_y} \end{bmatrix} \quad (3.38)$$

**La matrice d'interaction  $\mathbf{L}_{s^*}$  à la position désirée.** L'avion est sur sa trajectoire idéale d'approche, à une distance  $X_0$  et hauteur  $-Z_0$  par rapport à  $\mathcal{F}_i$  comme illustré Fig. 3.9. On rappelle que l'orientation  $\theta_{c_v}^*$  de la caméra virtuelle  $c_v$  a pour objet de centrer le point d'impact dans l'image, comme présenté Section 3.3.1.2. Pour cette configuration désirée, les primitives visuelles sont définies par  $x_i^* = y_i^* = 0$ ,  $x_f^* = 0$ ,  $\theta_d^* = \theta_k^* = -\pi/2$ ,  $D_p^* = 0$ ,  $x_{d_m}^* = x_{p_m}^* = y_{p_m}^* = 0$  et  $l_d^* = -l_y^*$ .

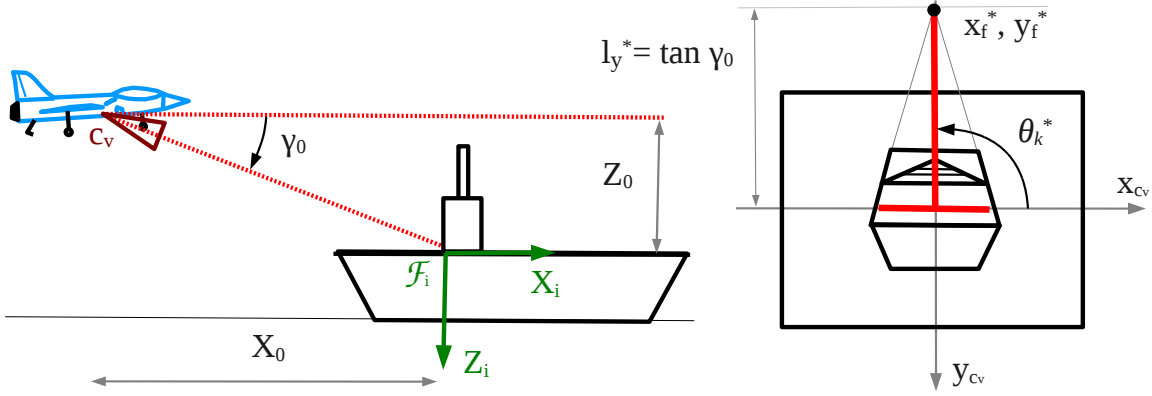


FIGURE 3.9 – Configuration désirée pour l'approche et vue dans la caméra virtuelle  $c_v$ .

À partir des valeurs désirées et des équations (3.35), (3.36) et (3.37), on obtient la matrice d'interaction  $\mathbf{L}_{s^*}$  pour la position désirée :

$$\mathbf{L}_{s^*} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & -1 & y_f^* \\ \frac{-1}{l_y^* Z_i^*} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & \frac{1}{Z_i^*} & 0 & y_f^{*2} & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (3.39)$$

où la profondeur du point d'impact  $Z_i^*$  et la distance  $l_y^*$  sont différentes de zéro, le long de la trajectoire désirée. En effet,  $l_y^*$  nulle signifierait que la caméra  $c_v$  serait située au niveau du pont. Pour la primitive  $\theta_k$  liée à l'erreur  $Y$ , on notera que  $l_y^*$  a été laissé à dessein dans l'équation (3.39) bien que  $l_y^* = y_f^*$ . Ceci a pour objectif d'offrir de meilleures propriétés aux lois de commande utilisant les valeurs courantes et non pas désirées, comme on le verra en Section 3.3.3. En effet, considérer la valeur courante de  $y_f$  aurait engendrée une réelle efficacité sur l'erreur latérale seulement une fois l'erreur verticale résorbée, induisant donc une longue durée pendant laquelle l'erreur latérale ne faiblirait pas.

La matrice d'interaction à la position désirée  $\mathbf{L}_{s^*}$  met en exergue les bonnes propriétés des primitives  $\mathbf{s}$  utiles au schéma de commande. En effet, on peut remarquer que la distance  $l_y$  est étroitement liée aux mouvements longitudinaux par les vitesses de translation  $v_y$ , permettant de commander la position verticale  $Z$ , et de rotation  $\omega_x$ . Par ailleurs, les primitives  $\theta_k$  et

$x_f$  sont respectivement couplées aux mouvements latéraux par les vitesses latérale  $v_x$  et de rotation  $\omega_y$ , permettant de commander la position latérale  $Y$  et le cap relatif  $\psi$ .

### 3.3.2.3 Lien avec l'état de l'avion

La relation précédente était établie dans le repère de la caméra virtuelle  $c_v$ . Il s'agit maintenant de faire le lien avec l'état de l'avion comme défini dans la Section 3.3.1.1. On considère ici un porte-avions statique. Pour cela, on s'intéresse à la relation entre la vitesse de l'avion  $\mathbf{v}_b$ , dans son repère  $\mathcal{F}_b$ , et la dérivée des primitives visuelles  $\mathbf{s}$ , donnée par :

$$\dot{\mathbf{s}} = \mathbf{L}_s {}^{c_v}\mathbf{W}_b \mathbf{v}_b \quad (3.40)$$

où  ${}^{c_v}\mathbf{W}_b$  est la matrice de transport de vitesse entre les repères  $\mathcal{F}_b$  et  $\mathcal{F}_{c_v}$  définie par :

$${}^{c_v}\mathbf{W}_b = \begin{bmatrix} {}^{c_v}\mathbf{R}_b & [{}^{c_v}\mathbf{t}_b]_{\times} {}^{c_v}\mathbf{R}_b \\ \mathbf{0} & {}^{c_v}\mathbf{R}_b \end{bmatrix} \quad (3.41)$$

avec  ${}^{c_v}\mathbf{R}_b$  et  ${}^{c_v}\mathbf{t}_b$  la pose de l'avion dans le repère de la caméra virtuelle  $\mathcal{F}_{c_v}$ .  $[\ ]_{\times}$  correspond à la matrice de pré-produit vectoriel. Comme présenté Section 3.3.1.2,  ${}^{c_v}\mathbf{t}_b$  est nul, du fait que la caméra virtuelle est positionnée à l'origine du repère  $\mathcal{F}_b$ .

À partir de l'équation (3.40) et pour obtenir la relation avec la dérivée du vecteur de pose  $\mathbf{P}$ , on aboutit à :

$$\dot{\mathbf{s}} = \mathbf{L}_s {}^{c_v}\mathbf{W}_b {}^b\mathbf{W}_i \dot{\mathbf{P}} \quad (3.42)$$

où  ${}^b\mathbf{W}_i$  est la matrice de transformation de vitesse dont les composantes  $\mathbf{B}_B$  et  $\boldsymbol{\xi}$  ont été précédemment définies en Section 3.3.1.1 :

$${}^b\mathbf{W}_i = \begin{bmatrix} \mathbf{B}_B & \mathbf{0} \\ \mathbf{0} & \boldsymbol{\xi}^{-1} \end{bmatrix} \quad (3.43)$$

L'équation (3.42) se réécrit avec la matrice jacobienne  $\mathbf{J}_s$ , liant la vitesse de la pose  $\mathbf{P}$  et celle des primitives visuelles  $\mathbf{s}$  :

$$\dot{\mathbf{s}} = \mathbf{J}_s \dot{\mathbf{P}} \quad (3.44)$$

où :

$$\mathbf{J}_s = \mathbf{L}_s {}^{c_v}\mathbf{W}_b {}^b\mathbf{W}_i \quad (3.45)$$

Sous réserve de petites variations autour de la trajectoire, la relation définie par l'équation (3.44) s'intègre pour établir le lien entre la variation de la pose  $\tilde{\mathbf{P}}$  et celle des informations visuelles  $\tilde{\mathbf{s}}$  :

$$\tilde{\mathbf{s}} = \mathbf{J}_s \tilde{\mathbf{P}} \quad (3.46)$$

Cette relation permet d'inclure les primitives visuelles dans la loi de commande qui sera présentée par la suite.

**La jacobienne  $\mathbf{J}_{s^*}$  à la position désirée.** En remplaçant les variables de l'équation (3.42) par celles du point de linéarisation défini Section 3.3.1.1, et en utilisant les relations  $\theta_{c_v}^* = -\theta_0 + \gamma_0$  et  $\frac{1}{Z_i^*} = \frac{-c\gamma_0}{X_0}$ , on aboutit à l'expression :

$$\mathbf{J}_{s^*} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & y_f^* c\theta_{c_v}^* - s\theta_{c_v}^* & 0 & -(c\gamma_0 + y_f^* s\gamma_0) \\ 0 & \frac{c\gamma_0}{l_y^* X_0} & 0 & 0 & 0 & 0 \\ \frac{-s2\gamma_0}{2 X_0} & 0 & \frac{-c^2\gamma_0}{X_0} & 0 & y_f^{*2} & 0 \end{bmatrix} \quad (3.47)$$

où  $c\gamma_0 = \cos \gamma_0$  et  $s\gamma_0 = \sin \gamma_0$ .  $X_0$  et  $l_y^*$  sont différents de zéro tout au long de la trajectoire, jusqu'au toucher des roues.

Pour  $\gamma_0 = -4deg$ ,  $c\gamma_0 \approx 1$  et  $s\gamma_0 \approx 0$ , la matrice  $\mathbf{J}_{s^*}$  s'approxime par :

$$\mathbf{J}_{s^*} \approx \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & y_f^* c\theta_{c_v}^* - s\theta_{c_v}^* & 0 & -1 \\ 0 & \frac{1}{l_y^* X_0} & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \frac{-1}{X_0} & 0 & y_f^{*2} & 0 \end{bmatrix} \quad (3.48)$$

Ainsi, cette matrice confirme un bon découplage entre les primitives visuelles et les composantes de la pose auxquelles elles sont associées :  $x_f$  avec  $\psi$ ,  $\theta_k$  avec  $Y$  et  $l_y$  avec  $Z$ . Cette dernière primitive a un léger couplage avec  $X$  comme on peut le noter équation (3.47) mais qui est cependant négligeable devant celui avec  $Z$ . Les couplages de  $x_f$  avec  $\phi$  et de  $l_y$  avec  $\theta$  ne sont pas gênants car ils sont faibles. De plus, les angles de l'avion sont directement mesurés et pris en compte dans la commande.

On peut se demander pourquoi nous n'avons pas considéré une caméra avec un angle de *Tilt* tel que  $\theta_{c_v}^* = -\theta_0$ , ce qui aurait centré le point de fuite dans l'image. Nous avons choisi de pointer la caméra virtuelle  $c_v$  vers le point d'impact afin de découpler au maximum la primitive  $\theta_k$ . En effet, dans le cas d'une caméra centrée sur le point de fuite, la jacobienne associée à la primitive  $\theta_k$  aurait été :

$$\mathbf{J}_{\theta_k^*} = \begin{bmatrix} 0 & \frac{1}{l_y^* X_0} & 0 & -y_{p_m}^* s\theta_0 & 0 & y_{p_m}^* \end{bmatrix} \quad (3.49)$$

où  $y_{p_m}^*$  est la valeur désirée de la coordonnée sur l'axe  $y$  du point milieu du segment  $[lr]$ . Ce choix aurait donc induit pour la commande associée à  $\theta_k$  l'introduction de couplages supplémentaires sur les angles  $\phi$  et  $\psi$ .

**N.B.** : Par la suite, la notation  $\mathbf{J}_a$  sera l'expression de  $\mathbf{J}_{s^*}$  donnée par l'équation (3.47) mais pour les valeurs courantes ou désirées. Pour lever toute ambiguïté, elle est définie par :

$$\mathbf{J}_a = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & y_f c\theta_{c_v} - s\theta_{c_v} & 0 & -(c\gamma_0 + y_f s\gamma_0) \\ 0 & \frac{c\gamma_0}{l_y X_0} & 0 & 0 & 0 & 0 \\ \frac{-s2\gamma_0}{2 X_0} & 0 & \frac{-c^2\gamma_0}{X_0} & 0 & y_f^2 & 0 \end{bmatrix} \quad (3.50)$$

Les paramètres  $s$ ,  $s^*$ ,  $X$  et  $X^*$  qualifieront la matrice jacobienne approchée  $\mathbf{J}_a$  pour la commande. Les paramètres  $s$  et  $s^*$  spécifieront l'utilisation de la valeur courante ou désirée de  $\theta_{c_v}$ ,  $y_f$ ,  $l_y$ . Afin de pas alourdir les notations, les paramètres  $X$  et  $X^*$  spécifieront l'utilisation de la valeur courante ou donnée constante de  $X_0$ . Seule la pente  $\gamma_0$  sera maintenue à sa valeur de point de vol.

Cette partie a modélisé les primitives  $x_f$ ,  $\theta_k$  et  $l_y$  et a déterminé le lien les couplant aux degrés de liberté que l'on souhaite commander :  $\psi$ ,  $Y$  et  $Z$ . Ces primitives présentent l'avantage de demeurer constante au cours de la trajectoire désirée. Dans la partie suivante, ces primitives sont comparées à celles de la littérature.

### 3.3.2.4 Comparaison avec les primitives de la littérature.

Cette partie propose une comparaison de nos primitives avec celles de la littérature [Bourquardez 2007a, Azinheira 2008, Miller 2008] se rapportant à l'atterrissage, au type de

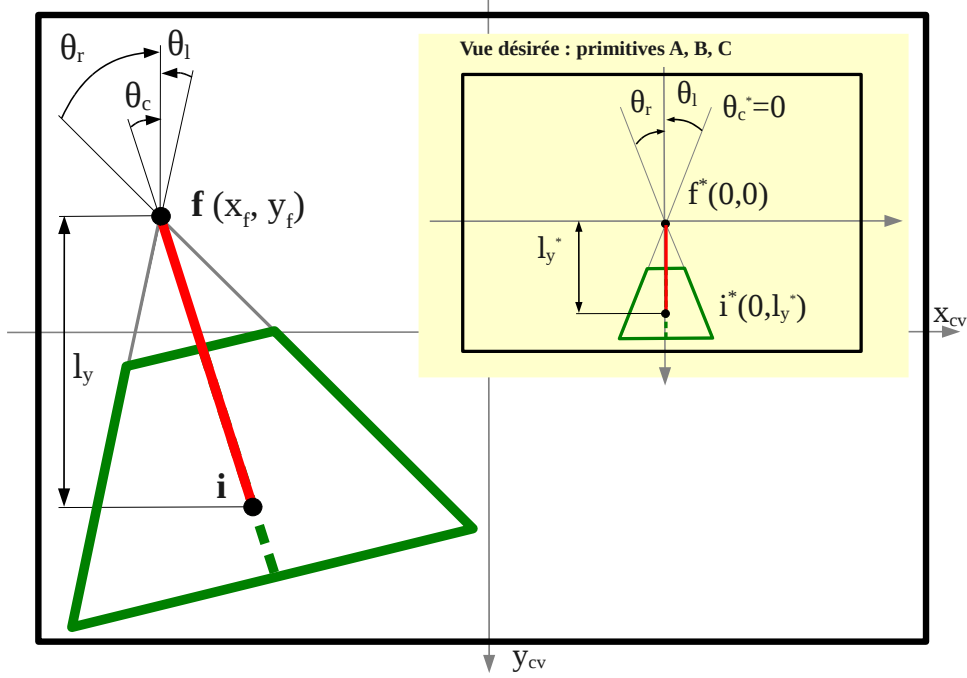


FIGURE 3.10 – Primitives visuelles de la littérature [Bourquardez 2007a, Azinheira 2008, Miller 2008] et vue désirée.

commande linéaire employée et aux degrés de liberté que l'on veut commander dans notre application :  $\psi, Y, Z$ . Les primitives de la littérature sont illustrées Fig. 3.10. Dans ces travaux, la caméra est orientée vers le point de fuite conduisant à un angle de tilt  $\theta_{c_v}^* = -\theta_0$ .

**Primitives**  $\mathbf{s}_A = (x_f, \delta, \sigma)$ . [Bourquardez 2007a] propose les primitives  $\mathbf{s}_A = (x_f, \delta, \sigma)$  avec  $x_f$  le point de fuite et  $\delta$  et  $\sigma$  des combinaisons linéaires des angles des droites de la piste,  $\theta_l, \theta_c, \theta_r$  :

$$\delta = \theta_l + \theta_r - 2\theta_c \quad (3.51)$$

$$\sigma = \theta_l - \theta_r \quad (3.52)$$

Le long de la trajectoire de descente, les primitives visuelles désirées sont égales à  $\mathbf{s}_A^* = (0, 0, \sigma^*)$  où  $\sigma^* = 2 \arctan(\frac{L_d}{2X_0 \tan \gamma_0})$  varie. Les valeurs désirées de  $\sigma^*$ , de  $\theta_l^*$  et de  $\theta_r^*$  dépendent de la position  $X_0$  considérée et de la largeur  $L_d$  de la piste.

Reprenant [Bourquardez 2007a], la matrice d'interaction  $\mathbf{L}_{\mathbf{s}_A^*}$  est égale à :

$$\mathbf{L}_{\mathbf{s}_A^*} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & -1 & 0 \\ \frac{c^2\theta_l^* + c^2\theta_r^* - 2}{X_0 \tan \gamma_0} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & \frac{2}{L_d}(s^2\theta_l^* + s^2\theta_r^*) & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (3.53)$$

La matrice jacobienne  $\mathbf{J}_{\mathbf{s}_A^*}$  est égale à :

$$\mathbf{J}_{\mathbf{s}_A^*} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & s\theta_0 & 0 & -1 \\ 0 & \frac{c^2\theta_l^* + c^2\theta_r^* - 2}{X_0 \tan \gamma_0} & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \frac{2}{L_d}(s^2\theta_l^* + s^2\theta_r^*) & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (3.54)$$

Au premier abord, ces primitives présentent de meilleures caractéristiques que celles proposées. Cela sera cependant infirmé par une comparaison sur une simulation présentée en Section 3.3.3.1. En effet, l'approximation de  $\mathbf{J}_{\mathbf{s}_A}$  par  $\mathbf{J}_{\mathbf{s}_A}^*$  n'est valide que dans une zone très réduite autour du point de fonctionnement.  $x_f$  est bien relié à  $\psi$  avec un léger couplage avec l'angle de roulis  $\phi$  similaire à (3.47).  $\delta$  n'est relié qu'à la position latérale  $Y$  tout comme la primitive  $\theta_k$  proposée dans ce document. De même,  $\sigma$  n'est relié qu'à la position verticale  $Z$  contrairement à (3.47) où il y a un couplage avec l'angle de tangage  $\theta$ .

**Primitives  $\mathbf{s}_B = (x_f, t_m, t_d)$ .** Reprenant les angles des droites de la piste  $\theta_l, \theta_c, \theta_r$ , [Azinheira 2008] propose les primitives visuelles  $\mathbf{s}_B = (x_f, t_m, t_d)$ , où  $t_m$  et  $t_d$  sont définies par :

$$t_m = \frac{\tan \theta_l + \tan \theta_r}{2} \quad (3.55)$$

$$t_d = \frac{\tan \theta_l - \tan \theta_r}{2} \quad (3.56)$$

Le long de la trajectoire de descente, les primitives visuelles désirées sont égales à  $\mathbf{s}_B^* = (0, 0, t_d^*)$  où  $t_d^* = \frac{L}{2X_0 \tan \gamma_0}$ . La valeur désirée  $t_d^*$  dépend elle-aussi de la position  $X_0$  considérée et varie donc. D'après [Azinheira 2008], la matrice d'interaction  $\mathbf{L}_{\mathbf{s}_B}^*$  est égale à :

$$\mathbf{L}_{\mathbf{s}_B}^* = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & -1 & 0 \\ \frac{1}{X_0 \tan \gamma_0} & 0 & 0 & 0 & 0 & -1 \\ 0 & \frac{L}{2(X_0 \tan \gamma_0)^2} & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (3.57)$$

La matrice jacobienne  $\mathbf{J}_{\mathbf{s}_B}^*$  est égale à :

$$\mathbf{J}_{\mathbf{s}_B}^* = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & s\theta_0 & 0 & -1 \\ 0 & \frac{1}{X_0 \tan \gamma_0} & 0 & -1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \frac{L}{2(X_0 \tan \gamma_0)^2} & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (3.58)$$

La remarque du paragraphe précédent concernant le couplage de  $x_f$  est valide ici.  $t_m$  est bien relié à la position latérale  $Y$  mais présente un fort couplage avec l'angle de roulis  $\phi$ , ce qui n'est pas idéal.

**Primitives  $\mathbf{s}_C = (x_f, \theta_c, l_y)$ .** [Miller 2008] propose l'ensemble de primitives  $\mathbf{s}_C = (x_f, \theta_c, l_y)$ , où  $l_y = y_f - y_i$ . Le long de la trajectoire de descente, les primitives visuelles désirées sont égales à  $\mathbf{s}_C^* = (0, 0, l_y^*)$  où  $l_y^*$  ne varie pas. La matrice d'interaction  $\mathbf{L}_{\mathbf{s}_C}^*$  est égale à :

$$\mathbf{L}_{\mathbf{s}_C}^* = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & -1 & 0 \\ \frac{1}{X_0 \tan \gamma_0} & 0 & 0 & 0 & 0 & -1 \\ 0 & \frac{1}{Z_i^*} & \frac{-y_i^*}{Z_i^*} & -y_i^{*2} & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (3.59)$$

où  $Z_i^* = -X_0$ . La matrice jacobienne  $\mathbf{J}_{\mathbf{s}_C}^*$  est égale à :

$$\mathbf{J}_{\mathbf{s}_C}^* = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & s\theta_0 & 0 & -1 \\ 0 & \frac{1}{X_0 \tan \gamma_0} & 0 & -1 & 0 & 0 \\ \frac{y_i^*}{X_0} & 0 & \frac{-1}{X_0} & 0 & -y_i^{*2} & 0 \end{bmatrix} \quad (3.60)$$



La remarque du paragraphe précédent concernant le couplage de  $x_f$  est de nouveau valide ici. Comme  $t_m$  dans le cas de  $\mathbf{s}_B$ ,  $\theta_c$  est bien relié à la position latérale  $Y$  mais présente un fort couplage avec l'angle de roulis  $\phi$ . Le couplage de  $l_y$  avec  $X$ ,  $Z$  et  $\theta$  est très proche de l'expression donnée par (3.47).

On rappelle que les valeurs désirées des primitives  $\mathbf{s}_A$  et  $\mathbf{s}_B$  nécessitent pour leur calcul l'emploi d'une information de position. Celle-ci peut être fournie par un moyen annexe comme le TACAN ou un GPS différentiel mais d'une part, le TACAN est peu précis pour cette fonction et l'utilisation d'un GPS différentiel n'a que peu de sens avec un système d'appointage automatique par vision. Comme déjà présenté,  $X_0$  pourrait être estimée à partir de la relation simplifiée donnée précédemment. Toutefois, cette expression permet d'aboutir à une estimation suffisamment peu biaisée pour l'utiliser dans les matrices jacobienues mais pas assez pour l'employer dans le calcul des valeurs désirées. En effet, de ce calcul dépendra directement l'erreur qui sera ensuite transformée en consigne. Les primitives  $\mathbf{s}$  et  $\mathbf{s}_C$  ne présentent pas cet inconvénient.

Dans la section suivante, les primitives visuelles sont liées à une commande par retour d'état et des résultats de simulation sont apportés pour différentes situations.

### 3.3.3 Commande par retour d'état autour du point de fonctionnement

Un grand nombre de méthodes de commande ont été développées depuis les débuts de l'automatique et sont succinctement introduites ci-après. Largement utilisée dans l'aéronautique, l'une des méthodes de contrôle les plus basiques est basée sur une représentation fréquentielle sous forme de fonction de transfert entre une sortie et une entrée (SISO). Cette représentation présente l'avantage d'avoir un nombre important d'outils mathématiques à disposition pour l'analyse et la synthèse de loi de commande. Le principe repose sur le fait que les boucles sont successivement fermées en utilisant une certaine dose d'expérience et d'intuition. Cependant, dans des systèmes complexes comme les avions, les systèmes deviennent multivariables (MIMO) et la synthèse à l'aide d'outils SISO devient difficile à constituer et n'est pas optimale [Roskam 2001, Roskam 1998, Cook 2007]. Des outils plus modernes, comme la commande multivariable, permettent de fermer toutes les boucles de manière algorithmique en évitant les différents tâtonnements des méthodes SISO. La commande multivariable repose sur la connaissance d'un modèle afin de concevoir la loi de commande, et sur la spécification d'un critère de performances [Stevens 1992]. Parmi ces méthodes modernes, on peut notamment lister : le placement de valeurs propres par Ackerman, bien adapté quand il n'y a qu'une entrée, le placement de vecteurs propres permettant de gérer aussi les couplages, et la méthode optimale. Pour toutes ces lois de commande, les gains peuvent être calculés pour différentes conditions de vol afin de gérer les variations importantes d'altitude, de vitesse et de masse ayant lieu lors d'un vol. D'autres méthodes de synthèse existent comme la commande robuste, prenant en compte des contraintes fréquentielles, la commande non linéaire [Magni 1997] ou bien encore l'inversion dynamique, consistant à inverser une dynamique à l'aide d'un modèle du système [Ito 2002].

La démarche adoptée dans cette étude se base sur le modèle stationnaire linéarisé de l'avion sous la forme d'une représentation d'état définie par l'équation (3.18), provenant de la linéarisation du modèle non-linéaire autour de la trajectoire désirée de descente.

**Principe de la commande optimale.** Nous présentons ici de manière succincte la méthode de commande optimale, que nous utiliserons dans la suite du document. Pour plus de détails, on se référera à [Stevens 1992]. La commande appliquée dans cette étude consiste à réaliser un retour d'état  $\mathbf{x} = (V, \alpha, p, q, r, \mathbf{P})$  autour du point de fonctionnement  $\mathbf{x}_0$ , où  $\mathbf{P} = (\mathbf{p}, \Phi)$ , défini par :

$$\tilde{\mathbf{u}} = -\mathbf{K} \tilde{\mathbf{x}} \quad (3.61)$$

où  $\tilde{\mathbf{x}} = \mathbf{x} - \mathbf{x}_0$ .

La commande optimale, dite LQ pour *Linear Quadratic*, repose sur la génération d'une suite d'échantillons de l'entrée minimisant une fonction de coût sur un horizon d'optimisation donné. Dans le cas continu, la fonction de coût à minimiser est définie par :

$$J = \frac{1}{2} \int_0^\infty (\mathbf{x}^\top \mathbf{Q} \mathbf{x} + \mathbf{u}^\top \mathbf{R} \mathbf{u}) dt \quad (3.62)$$

où les matrices de pondération  $\mathbf{Q}$  et  $\mathbf{R}$  sont à régler par le concepteur. Dans notre cas, elles sont choisies de la manière suivante :

$$\mathbf{Q} = \text{diag}\left(\frac{1}{\tilde{x}_{i_{max}}^2}\right) \quad (3.63)$$

$$\mathbf{R} = \text{diag}\left(\frac{1}{\tilde{u}_{i_{max}}^2}\right) \quad (3.64)$$

où  $\tilde{x}_{i_{max}}$  et  $\tilde{u}_{i_{max}}$  sont les variations maximales désirées de l'état  $\tilde{\mathbf{x}}$  et des commandes  $\tilde{\mathbf{u}}$ .

La synthèse du gain de contre-réaction  $\mathbf{K}$  repose sur un compromis entre les variations de l'état  $\mathbf{x}$  et les demandes sur la commande  $\mathbf{u}$ . L'expression du gain de *Kalman* issue de l'optimisation est donnée par :

$$\mathbf{K} = \mathbf{R}^{-1} \mathbf{B}^\top \mathbf{P} \quad (3.65)$$

où la matrice  $\mathbf{P}$  est la solution de l'équation de Riccati :

$$\mathbf{A}^\top \mathbf{P} + \mathbf{P} \mathbf{A} - \mathbf{P} \mathbf{B} \mathbf{R}^{-1} \mathbf{B}^\top \mathbf{P} + \mathbf{Q} = \mathbf{0} \quad (3.66)$$

En pratique, le calcul du gain  $\mathbf{K}$  a été obtenu à l'aide de la commande *dlqr* de *Matlab*, le modèle linéarisé de l'avion ayant été fourni par Dassault Aviation.

**N.B.** : On rappelle que la tâche d'appontage ne nécessite pas une commande explicite de la position  $X$ . En effet, il suffit de réguler les positions  $Y$  et  $Z$  par rapport à la trajectoire de pente désirée pour atterrir au point d'impact désiré. De ce fait, le poids diagonal  $1/\tilde{X}_{max}^2$ , correspondant à l'état  $X$ , est mis à zéro pour ne pas être pris en compte dans la synthèse de la matrice de gains  $\mathbf{K}$ . Cela aboutit à des valeurs très petites pour la colonne de la matrice  $\mathbf{K}$  correspondant à l'état  $X$ . Elles sont de l'ordre de  $10^{-13}$  alors que les valeurs pour les états  $Y$  et  $Z$  sont de l'ordre de  $10^{-1}$ .

**Prise en compte des sorties  $\mathbf{y}$ .** Dans la représentation d'état, les sorties  $\tilde{\mathbf{y}}$  sont reliées à l'état  $\tilde{\mathbf{x}}$  par la matrice  $\mathbf{C}$  :

$$\tilde{\mathbf{y}} = \mathbf{C} \tilde{\mathbf{x}} \quad (3.67)$$

où  $\mathbf{C}$  est de dimension  $n \times p$ , avec  $n$  et  $p$  les tailles respectives du vecteur de sorties  $\mathbf{y}$  et du vecteur d'état  $\mathbf{x}$ .

La commande est ainsi réécrite à l'aide des sorties  $\tilde{\mathbf{y}}$  :

$$\tilde{\mathbf{u}} = -\mathbf{K} \mathbf{C}^+ \tilde{\mathbf{y}} \quad (3.68)$$

où  $\mathbf{C}^+$  est la pseudo-inverse de Moore-Penrose de  $\mathbf{C}$ .

La vitesse, l'angle d'incidence, les vitesses de rotation, l'angle de tangage et de roulis, sont fournis par le tube pitot et la centrale inertielle de l'avion, présentés Section 1.4. Par contre, le cap relatif  $\psi$  et la position  $\mathbf{p}$  de l'état  $\mathbf{x}$  ne sont pas directement mesurables de manière précise par le TACAN et le radio-altimètre. Une méthode consisterait à estimer ce cap et cette position relative en utilisant la pose extraite par un algorithme de vision et d'utiliser les autres capteurs de l'avion pour les vitesses et angles de tangage et de roulis. Dans ce cas, on aurait  $\mathbf{C} = \mathbf{I}_{11}$ , et la commande se rapprocherait du type PBVS.

Toutefois, si on ne s'intéresse pas à l'utilisation d'une estimée de la pose ou si le cap relatif  $\psi$ , les erreurs latérale  $Y$  et verticale  $Z$  ne sont pas disponibles, la commande de ces degrés de liberté peut s'effectuer à l'aide des trois primitives visuelles  $\mathbf{s}$  et des mesures des capteurs de l'avion (centrale inertielle, sonde pitot et d'angle d'incidence). Cette commande est dénommée hybride du fait que des primitives visuelles et des informations 3D (vitesses et angles) soient utilisées. Dans ce cas, les sorties sont  $\mathbf{y} = (V, \alpha, p, q, r, \phi, \theta, \mathbf{s})$  et la matrice  $\mathbf{C}$  est définie par :

$$\mathbf{C} = \begin{bmatrix} \mathbf{I}_{5 \times 5} & \mathbf{0}_{5 \times 6} \\ \mathbf{0}_{2 \times 8} & \mathbf{I}_{2 \times 2} \quad \mathbf{0}_{2 \times 1} \\ \mathbf{0}_{3 \times 5} & \mathbf{J}_{\mathbf{s}} \end{bmatrix} \quad (3.69)$$

Cette matrice est de dimension  $10 \times 11$  puisque la variation de  $\tilde{X}$  n'intervient pas dans la commande (le couplage de la primitive  $l_y$  avec  $X$  est négligeable devant son couplage avec  $Z$ ). En effet, le maintien vertical sur la trajectoire d'appontage s'effectue par la commande de la variation de  $\tilde{Z}$  par rapport à cette trajectoire et ne nécessite pas de prendre en compte explicitement la variation  $\tilde{X}$ .

**Différentes lois de commande.** Dans notre application, partant de la forme de la matrice  $\mathbf{C}$ , différentes lois de commande ont été développées en fonction de l'approximation faite sur la matrice  $\mathbf{J}_{\mathbf{s}}$ . Du fait des bonnes caractéristiques de découplage des primitives présentées Section 3.3.2, la jacobienne  $\mathbf{J}_{\mathbf{s}}$  est associée à la synthèse des lois de commande suivantes, en fonction de son approximation, des primitives  $\mathbf{s}$  et des informations 3D utilisées :

- $\mathbf{C}_a(\mathbf{s}^*, X^*)$  : jacobienne  $\mathbf{J}_a$ , les primitives  $\mathbf{s}^*$  et la position  $X_0^*$  sont constantes et fixées pour le point de linéarisation considéré.
- $\mathbf{C}_a(\mathbf{s}^*, X)$  : jacobienne  $\mathbf{J}_a$ , les primitives  $\mathbf{s}^*$  sont fixées pour le point de linéarisation considéré et la position  $X_0$  variable en fonction de la distance entre l'avion et le PA.
- $\mathbf{C}_a(\mathbf{s}, X^*)$  : jacobienne  $\mathbf{J}_a$ , les primitives  $\mathbf{s}$  sont variables et la position  $X_0^*$  constante.
- $\mathbf{C}_a(\mathbf{s}, X)$  : jacobienne  $\mathbf{J}_a$ , les primitives  $\mathbf{s}$  et la position  $X_0$  sont variables.
- $\mathbf{C}_s(\mathbf{s}^*, X)$  : jacobienne exacte  $\mathbf{J}_s$ , les primitives  $\mathbf{s}^*$  sont fixées pour le point de linéarisation considéré et la position relative courante.
- $\mathbf{C}_s(\mathbf{s}, X^*)$  : jacobienne exacte  $\mathbf{J}_s$ , primitives  $\mathbf{s}$  et position  $X_0^*$  constantes.
- $\mathbf{C}_s(\mathbf{s}, X)$  : jacobienne exacte  $\mathbf{J}_s$ , primitives  $\mathbf{s}$  et position relative courantes.
- $3D$  : loi de commande 3D, présentée à titre de comparaison.

Afin de pas alourdir les notations, les paramètres  $X$  et  $X^*$  spécifient l'utilisation de la valeur courante ou donnée constante de  $X_0$  pour les lois de commande  $\mathbf{C}_a$  basées sur la jacobienne

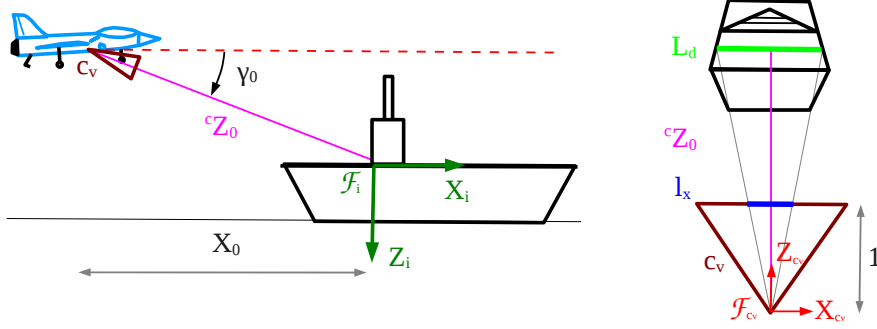


FIGURE 3.11 – Estimation de la distance  $X_0$  à partir de  $l_x$  et  $L_d$ , largeurs de la piste dans l'image et l'espace 3D

approximée  $\mathbf{J}_a$ . Tandis que pour les lois  $\mathbf{C}_s$ , basées sur la vraie jacobienne  $\mathbf{J}_s$ , le paramètre  $X$  exprime l'utilisation des vraies informations 3D (positions  $X$ ,  $Y$  et  $Z$  courantes) tandis que  $X^*$  est équivalent à la distance  $X_0^*$  constante.

**Sources des mesures de  $\mathbf{J}_s$ .** Pour les cas de commande nécessitant une position  $X_0$  variable, celle-ci peut être fournie par le TACAN ou le suivi 3D. Mais dans notre application, pour bénéficier des mesures images,  $X_0$  sera approximée par l'expression  $X_0 \approx -\frac{L_d}{l_x} \cos \gamma_0$  où  $l_x$  est la largeur du pont dans l'image, présentée Fig. 3.11,  $L_d$  sa largeur réelle, supposée connue et  $\gamma_0$  la pente du point de vol.

**Discussion autour de la commande par retour d'état.** La commande proposée se base sur un retour d'état, régulant donc explicitement l'état. Cependant, l'état n'est pas forcément disponible et donc la variation de l'état est estimée par  $\hat{\tilde{\mathbf{x}}} = \mathbf{C}_t^+ \tilde{\mathbf{y}}$ , avec  $\mathbf{C}_t$  la matrice utilisée pour la commande. Suivant le choix de  $\mathbf{C}$ , variable en fonction de la position  $X_0$  par rapport au porte-avions ou constante, la commande proposée s'approche d'une commande d'état ou d'une commande par retour de sorties. On peut considérer que la commande réellement effectuée est donc du type suivant :

$$\tilde{\mathbf{u}} = -\mathbf{K} \hat{\tilde{\mathbf{x}}} \quad (3.70)$$

Avec les relations précédentes, on obtient directement :

$$\tilde{\mathbf{u}} = -\mathbf{K} \mathbf{C}_t^+ \tilde{\mathbf{y}} \quad (3.71)$$

Pour le point de linéarisation, on rappelle que  $\tilde{\mathbf{y}} = \mathbf{C} \tilde{\mathbf{x}}$ . À partir du modèle linéaire défini par l'équation (3.18), on aboutit à l'expression du modèle en boucle fermée :

$$\dot{\tilde{\mathbf{x}}} = (\mathbf{A} - \mathbf{B} \mathbf{K} \mathbf{C}_t^+ \mathbf{C}) \tilde{\mathbf{x}} \quad (3.72)$$

Ainsi le système est localement asymptotiquement stable en boucle fermée si la matrice  $\mathbf{A}_d = \mathbf{A} - \mathbf{B} \mathbf{K} \mathbf{C}_t^+ \mathbf{C}$  est négative le long de la trajectoire.

### 3.3.3.1 Résultats

Cette partie évalue les primitives proposées pour différentes lois de commande sur deux points de vol caractérisés par des erreurs initiales latérale  $e_l$  et verticale  $e_v$ . De plus, ces primi-

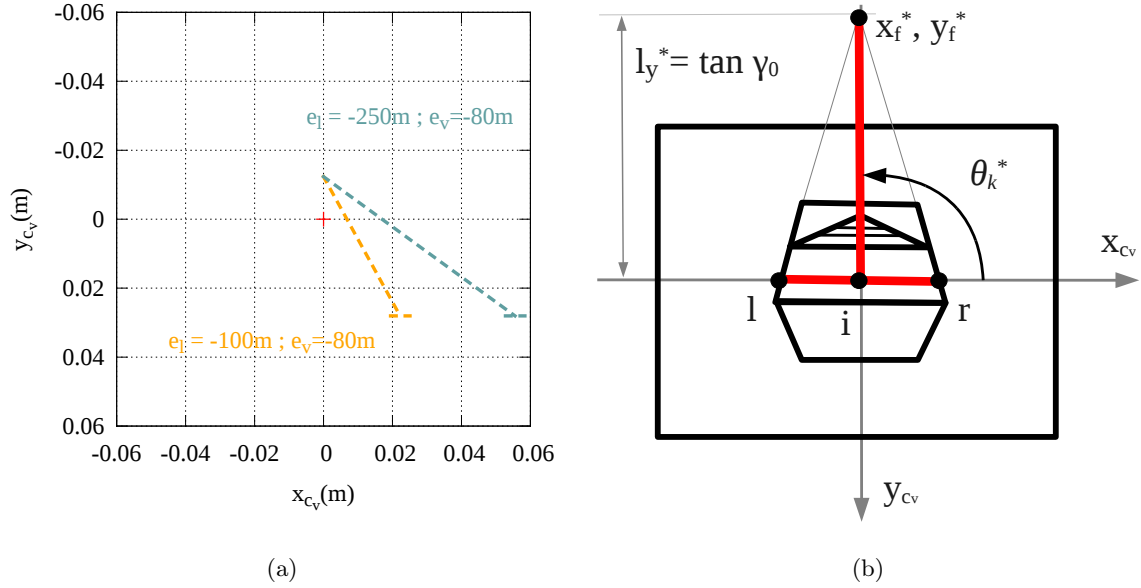


FIGURE 3.12 – (a) Vue dans la caméra virtuelle  $c_v$  des segments  $[i, f]$  et  $[l, r]$  à l'instant initial des simulations présentées et vue désirée (b)

tives seront comparées à celles de la littérature. Enfin on introduira un mouvement du porte-avions et du vent pour mettre en exergue le besoin de prendre en compte ces mouvements. Afin d'évaluer seulement la commande, la partie vision est simulée et les mesures provenant de l'image sont donc parfaites. Toutes les simulations présentées partent d'une position située à 4500m du point d'impact. La commande 3D sera présentée à titre de comparaison. La distance  $X^*$  est fixée de manière empirique à -3000m. A l'initialisation, l'avion est parallèle à la piste du porte-avions et avec des erreurs latérale  $e_l$  et verticale  $e_v$ , ce qui conduit à la vue de la caméra virtuelle  $c_v$ , présentée Fig. 3.12a. Cette vue représente les segments  $[i, f]$  et  $[l, r]$  au début de la simulation pour les deux positions initiales que nous étudierons par la suite. Comme l'avion est parallèle à la piste, la coordonnée  $x_f$  du point de fuite est nulle au début de la simulation. On rappelle la vue désirée, illustrée Fig. 3.12b que l'avion atteindra une fois qu'il suivra la trajectoire désirée. Pour chaque simulation, sont présentés la trajectoire dans les plans horizontaux et verticaux, les erreurs associées, les angles de l'avion, les primitives visuelles employées et les commandes calculées. La matrice de gains  $\mathbf{K}$  reste la même pour toutes les simulations. Elle a été calculée pour obtenir un comportement stable et performant de la loi de commande, que la position initiale de l'avion soit proche ou éloignée de la trajectoire désirée. De plus, elle résulte d'un compromis pour réguler l'avion sur sa trajectoire quelle que soit son erreur initiale. Les primitives 2D sont aussi présentées dans le cas de la commande 3D à titre de comparaison, mais ne sont bien entendu pas pris en compte dans la loi de commande 3D.

**Porte-avions statique,  $e_l = -100m$  et  $e_v = -80m$ .** Pour ce point de vol, les commandes  $\mathbf{C}_a$  et  $\mathbf{C}_s$  sont respectivement présentées Figs. 3.13-3.14 et Figs. 3.15-3.16. De façon générale, pour ce point de vol, ces commandes permettent de s'aligner et de suivre la pente de descente.

Pour les commandes  $\mathbf{C}_a$ , la trajectoire dans les plans horizontaux et verticaux, les erreurs associées, les angles de l'avion, les primitives visuelles employées et les commandes de l'avion sont respectivement présentés Figs. 3.13a, 3.13b, 3.14a, 3.14b et 3.14c. Concernant les commandes utilisant la matrice  $\mathbf{C}_a$ , on formule les remarques suivantes :

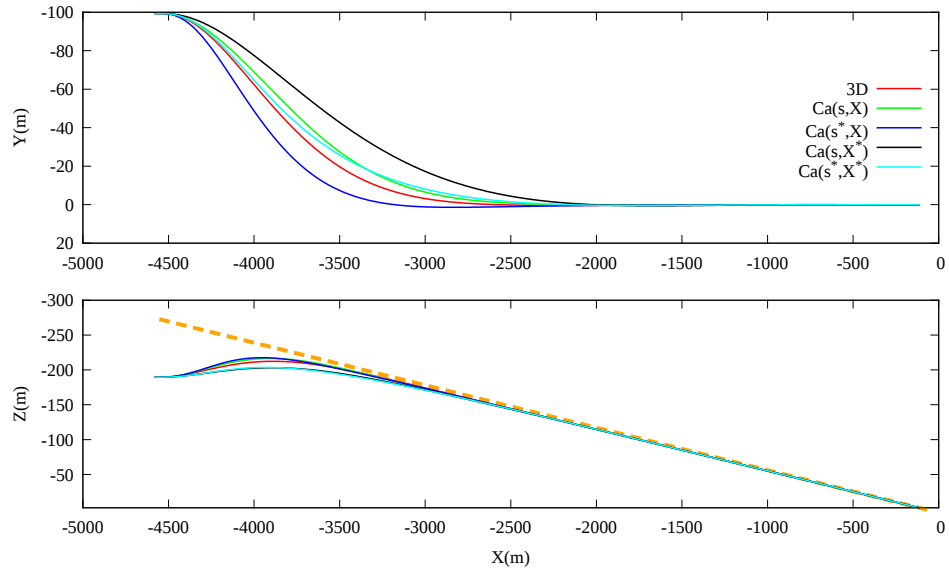
- Comme on peut l'apprécier sur les Figs. 3.13-3.14, le comportement de l'avion avec la commande  $\mathbf{C}_a(\mathbf{s}, X)$  est proche de celui de la commande 3D qu'il s'agisse de la composante latérale ou verticale. En effet, l'évolution des primitives de cette loi correspond à celle de la commande 3D et engendre donc des consignes de commande très proches, comme illustré Figs. 3.14b et 3.14c. Ce comportement s'explique par le fait que les primitives  $\mathbf{s}$  et la distance  $X$  sont variables.
- $\mathbf{C}_a(\mathbf{s}^*, X)$  est proche de la commande 3D pour l'axe vertical mais ne l'est pas du tout pour l'axe latéral. Considérer des primitives visuelles constantes dans la loi de commande conduit à des valeurs sur les actionneurs plus importantes que les autres commandes  $\mathbf{C}_a$  (Fig. 3.14c) et donc à des angles plus élevés (Fig. 3.13b).
- $\mathbf{C}_a(\mathbf{s}^*, X^*)$  est très proche de la commande 3D pour la commande latérale mais ne l'est pas pour la verticale. Ce comportement s'explique par le choix adéquat de  $X^*$ . Quant à  $\mathbf{C}_a(\mathbf{s}, X^*)$ , elle est la moins rapide pour la commande latérale mais offre des performances identiques à  $\mathbf{C}_a(\mathbf{s}^*, X^*)$  pour la commande verticale. Le choix de  $X^*$  influe grandement sur le comportement des commandes  $\mathbf{C}_a(\mathbf{s}, X^*)$  et  $\mathbf{C}_a(\mathbf{s}^*, X^*)$ . Pour le réglage  $X^* = -3000m$ , ces deux commandes sont les moins rapides à converger mais présentent l'avantage de moins solliciter les actionneurs. On présentera par la suite d'autres propriétés intéressantes de ces lois.

Pour les commandes  $\mathbf{C}_s$ , la trajectoire dans les plans horizontaux et verticaux, les erreurs associées, les angles de l'avion, les primitives visuelles employées et les commandes de l'avion sont respectivement présentés Figs. 3.15a, 3.15b, 3.16a, 3.16b et 3.16c. Concernant les commandes utilisant la matrice  $\mathbf{C}_s$ , on formule les remarques suivantes :

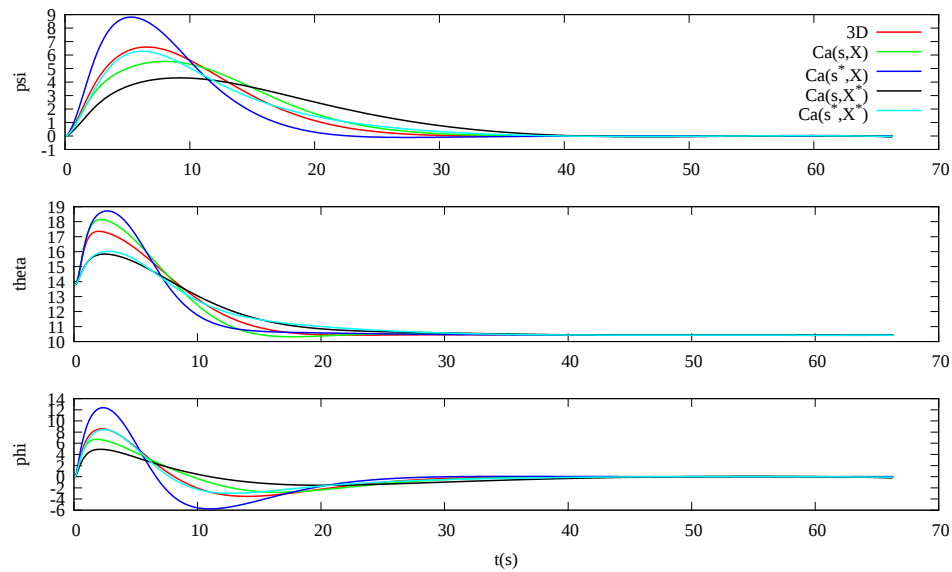
- La commande  $\mathbf{C}_s(\mathbf{s}, X)$  est celle qui présente le plus de similarité avec la commande 3D sur les trajectoires de la Fig. 3.15a du fait de l'emploi des primitives courantes (Fig. 3.16b) et de la position courante.
- Pour ce point de vol, le comportement de l'avion sur la dynamique latérale lié à l'emploi de  $\mathbf{C}_s(\mathbf{s}^*, X)$  est caractérisé par une demande plus importante sur les actionneurs que les autres commandes (Fig. 3.16c) engendrant des angles  $\psi$  et  $\phi$  plus conséquents (Fig. 3.15b).
- L'effet de  $X^*$  précédemment évoqué dans le cas de la commande  $\mathbf{C}_a(\mathbf{s}, X^*)$ , s'applique à la commande  $\mathbf{C}_s(\mathbf{s}, X^*)$ .

Pour ce point de vol, les Figs 3.17a et 3.17b mettent en exergue le fait que les lois de commande  $\mathbf{C}_a$  sont de bonnes approximations des lois  $\mathbf{C}_s$  pour les dynamiques latérale et verticale. Pour la dynamique latérale, les approximations faites sur les lois  $\mathbf{C}_a(\mathbf{s})$  engendrent un comportement légèrement différent.

**Comparaison avec les primitives de la littérature sur porte-avions statique,  $e_l = -100m$  et  $e_v = -80m$ .** Les Figs. 3.18 et 3.19 présentent la comparaison des différentes primitives de la littérature associées à une commande de type  $\mathbf{C}_a(\mathbf{s}, X)$ . La trajectoire de l'avion et du porte-avions dans les plans horizontaux et verticaux, les erreurs associées, les angles de l'avion, les primitives visuelles employées et les commandes de l'avion sont respectivement présentées Figs. 3.18a, 3.18b, 3.19a, 3.19b et 3.19c. Les primitives  $\mathbf{s}$  proposées par cette étude



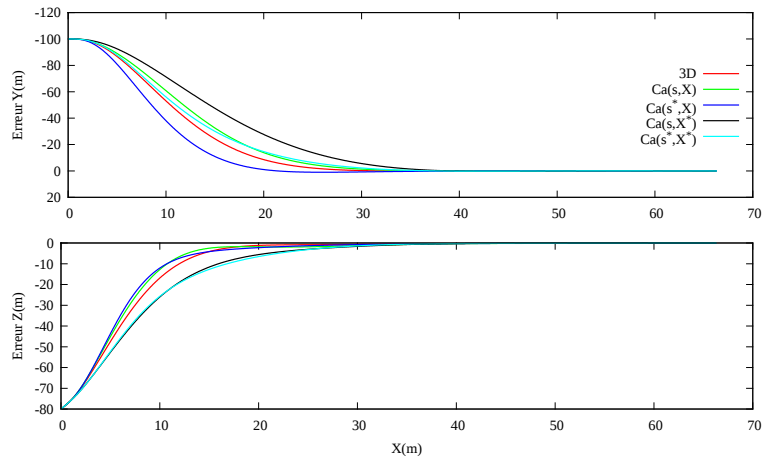
(a) Trajectoires (m)



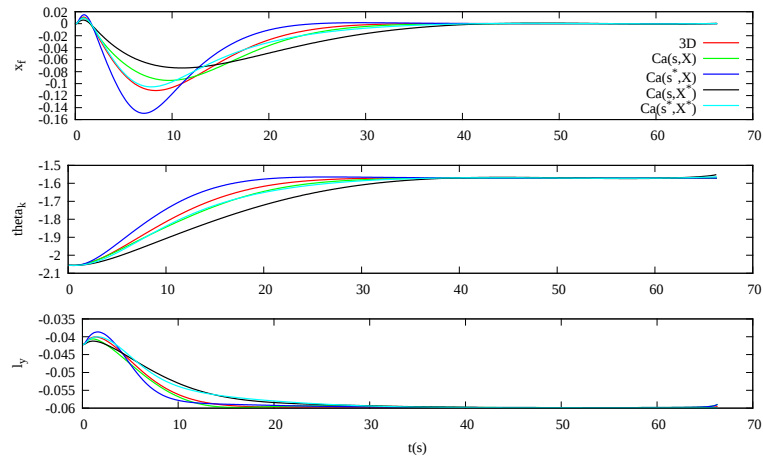
(b) Angles (deg)

FIGURE 3.13 – Porte-avions statique. Primitives  $\mathbf{s}$  avec les commandes  $\mathbf{C}_a$ . Erreurs initiales latérale et verticale de -100m et de -80m.

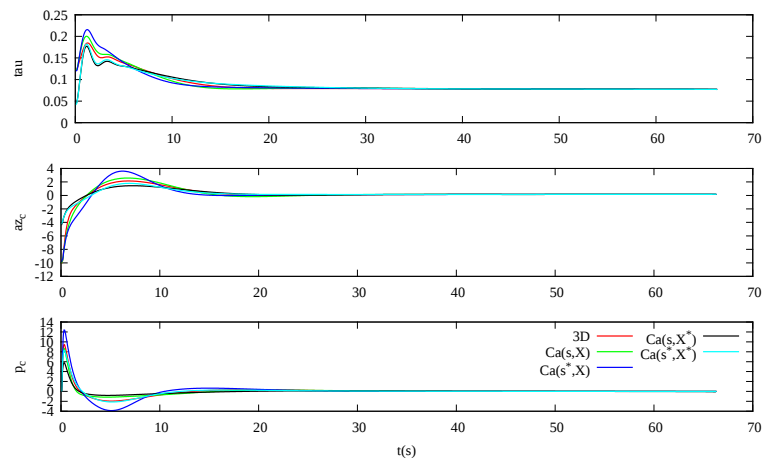




(a) Erreurs latérale et verticale (m)

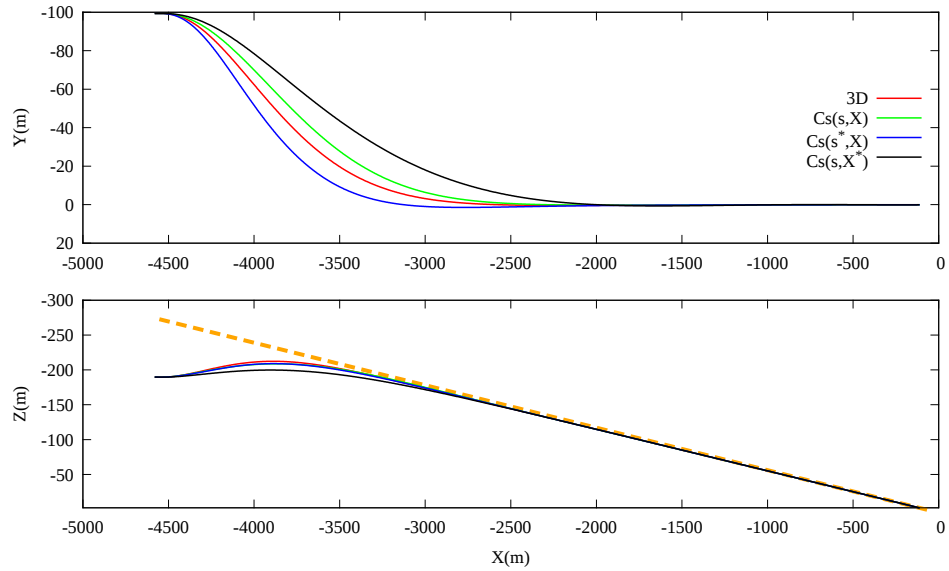


(b) Primitives

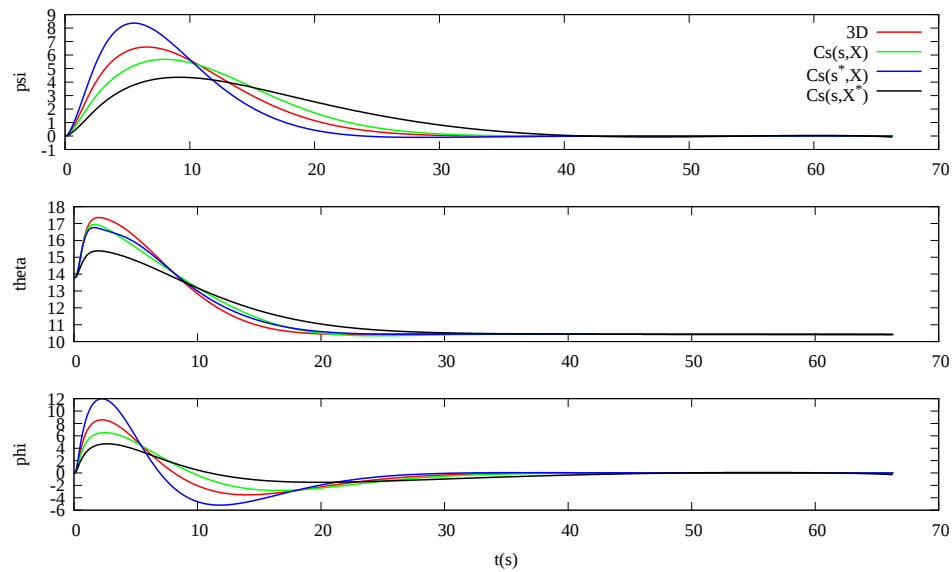


(c) Commandes

FIGURE 3.14 – Porte-avions statique. Primitives  $\mathbf{s}$  avec les commandes  $\mathbf{C}_a$ . Erreurs initiales latérale et verticale de -100m et de -80m.

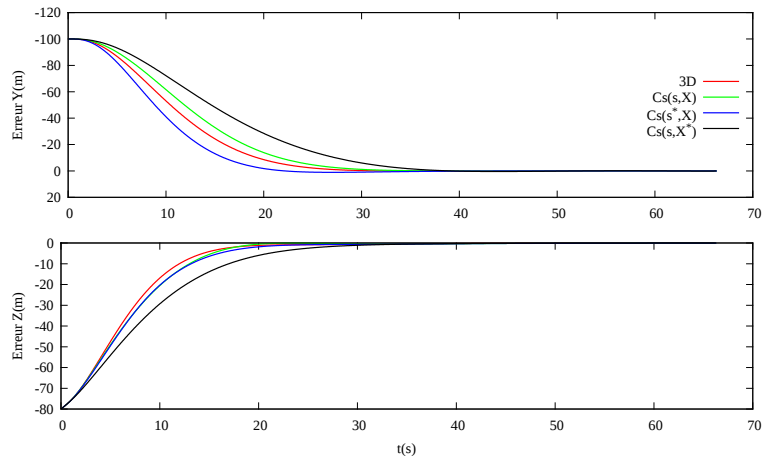


(a) Trajectoires (m)

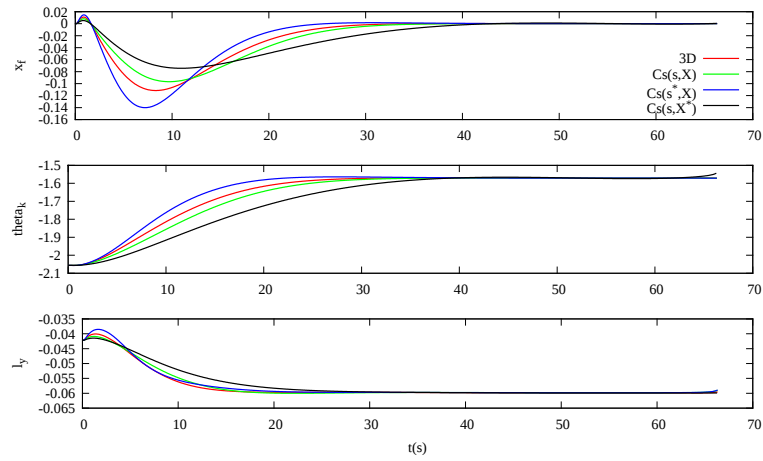


(b) Angles (deg)

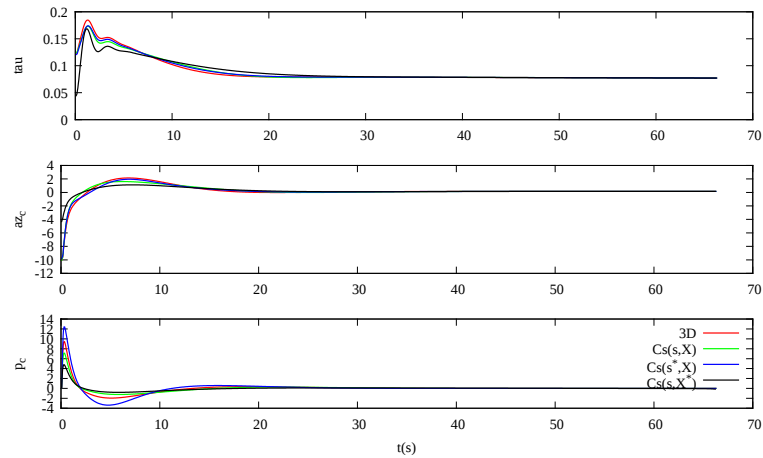
FIGURE 3.15 – Porte-avions statique. Primitives  $s$  avec les commandes  $C_s$ . Erreurs initiales latérale et verticale de -100m et de -80m.



(a) Erreurs latérale et verticale (m)

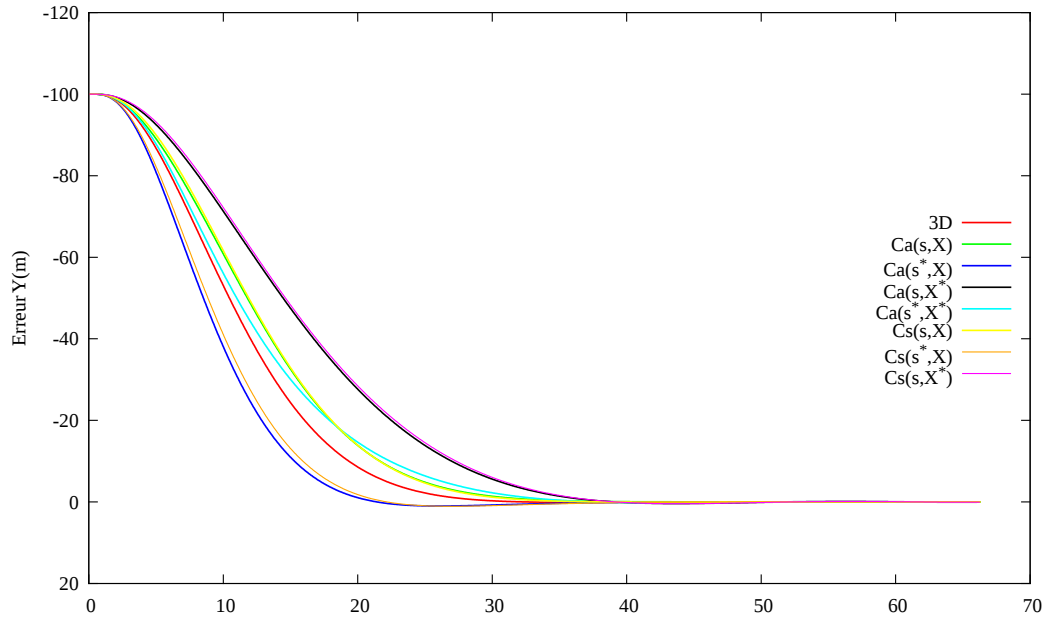


(b) Primitives

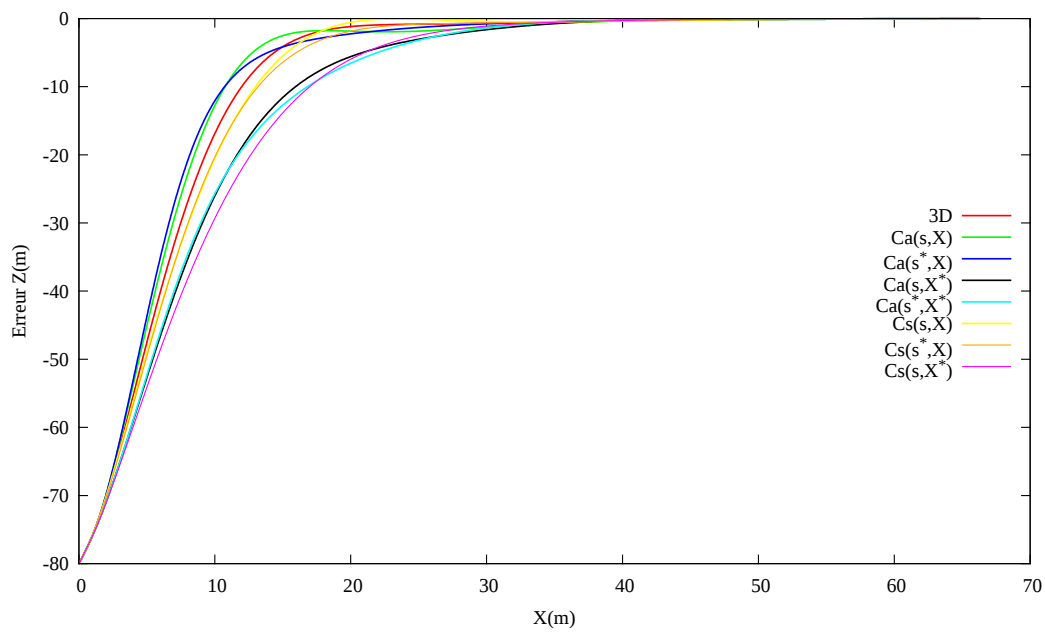


(c) Commandes

FIGURE 3.16 – Porte-avions statique. Primitives  $\mathbf{s}$  avec les commandes  $\mathbf{C}_s$ . Erreurs initiales latérale et verticale de -100m et de -80m.



(a) Erreur latérale (m)



(b) Erreur verticale (m)

FIGURE 3.17 – Porte-avions statique. Primitives  $\mathbf{s}$  avec les commandes  $\mathbf{C}_a$  et  $\mathbf{C}_s$ . Erreurs initiales latérale et verticale de -100m et de -80m.

sont illustrées dans un objectif de comparaison.

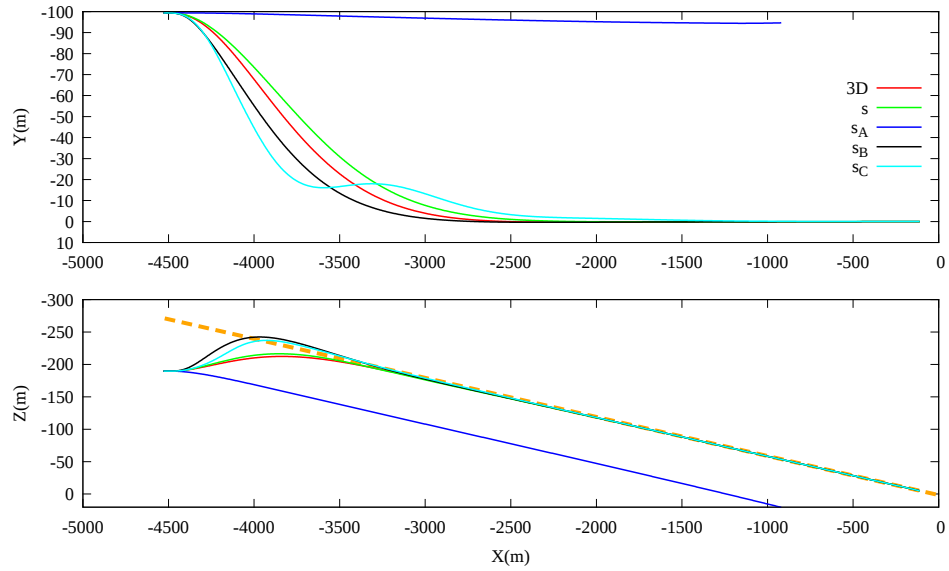
Les primitives  $\mathbf{s}_A$  ne réalisent pas l'appontage à partir de ce point de fonctionnement en utilisant la loi  $\mathbf{C}_a(\mathbf{s}, X)$ . En effet, elles sont caractérisées par un domaine de convergence réduit autour de la trajectoire désirée. Cela vient du fait que pour cette primitive la loi  $\mathbf{C}_a(\mathbf{s}, X)$  n'est une approximation de la loi  $\mathbf{C}_s(\mathbf{s}, X)$  que pour un faible domaine autour du point de vol. C'est pourquoi, [Bourquardez 2007b] avait proposé de les associer à un suivi de trajectoire pour élargir ce domaine. Reprenant certaines primitives de base de  $\mathbf{s}_A$ , les primitives  $\mathbf{s}_B$  sont construites à l'aide d'une combinaison non-linéaire des angles de la piste. Cette combinaison offre un domaine d'efficacité plus étendu au prix d'une forte demande des actionneurs (Fig. 3.19c) engendrant des angles importants (Fig. 3.18b). Enfin, les primitives  $\mathbf{s}_C$  très proches de celles proposées dans ce document réalisent l'appontage. Toutefois l'angle  $\theta_c$  utilisé pour le contrôle latéral avec la coordonnée  $x_f$  induit une oscillation sur la trajectoire latérale, fruit d'un fort couplage avec l'angle de roulis  $\phi$ , clairement illustré Figs. 3.18b et 3.19b dans les trente premières secondes de simulation. Alors que les commandes basées sur les primitives  $\mathbf{s}$  et  $\mathbf{s}_C$  partagent toutes les deux  $l_y$ , on peut remarquer que le comportement de la dynamique verticale est bien différent de celui provenant des primitives  $\mathbf{s}$  avec un notable dépassement de l'erreur en  $Z$ , autour de la dixième seconde de simulation, illustré Fig. 3.19a pour  $\mathbf{s}_C$ . Ceci s'explique par l'important roulis qui génère un  $l_y$  petit que la commande verticale essaye de ramener à sa valeur désirée et qui commande en conséquence les actionneurs (Fig. 3.19c).

On peut donc conclure que pour cette loi de commande et pour ce point de vol, les primitives proposées  $\mathbf{s}$  présentent de meilleures caractéristiques.

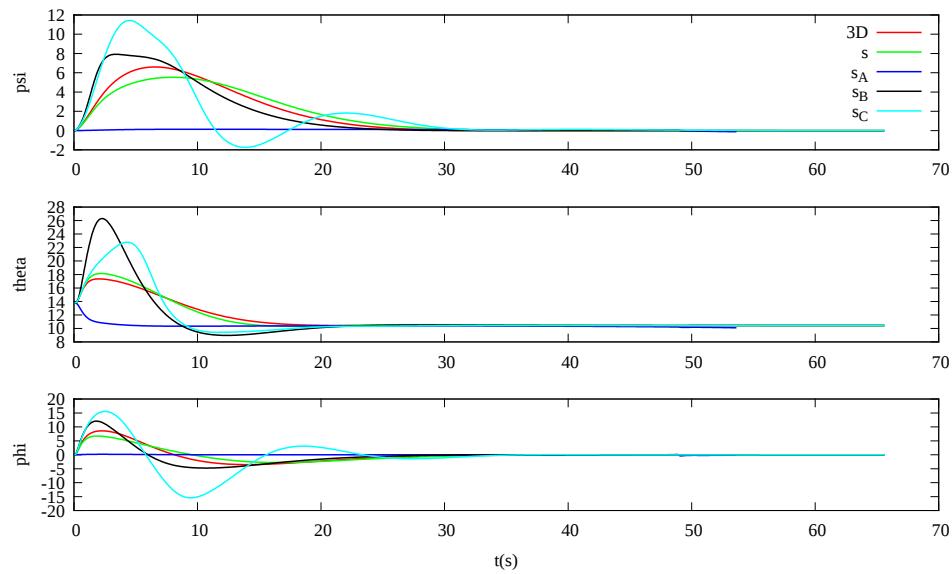
**Porte-avions statique**,  $e_l = -250m$  et  $e_v = -80m$ . La commande n'ayant aucune méthode de planification de trajectoire, on peut considérer ce point de vol très éloigné de la trajectoire désirée et donc du point de linéarisation des lois  $\mathbf{C}_a$ . Pour ce point de vol, les trajectoires issues des commandes  $\mathbf{C}_a$  et  $\mathbf{C}_s$  sont présentées Figs. 3.20a et 3.20b.

Les lois de commande  $\mathbf{C}_s(\mathbf{s}, X^*)$  et  $\mathbf{C}_s(\mathbf{s}, X)$  ne réalisent pas la tâche donnée. En effet, l'emploi des primitives visuelles courantes induit une mise en roulis très importante conduisant à une longueur  $l_y$  entre le point de fuite et le point d'impact passant par zéro, ce qui engendre la perte de la commande verticale puis de la latérale, comme illustré Figs. 3.20a et 3.20b. Contrairement à  $\mathbf{C}_s(\mathbf{s}, X^*)$  et à  $\mathbf{C}_s(\mathbf{s}, X)$ , la loi de commande  $\mathbf{C}_s(\mathbf{s}^*, X)$  régule l'avion sur sa trajectoire et présente des performances similaires à celles du 3D. Pour cette loi, l'utilisation des valeurs désirées des primitives permet de ne pas générer de consignes excessives en roulis. Néanmoins, cette commande nécessite le vrai positionnement 3D par rapport au porte-avions pour être calculée, ce qui enlève de son intérêt par rapport aux approches 2D étudiées avec une estimation simplifiée de  $X$  tel que vu précédemment.

Concernant les commandes  $\mathbf{C}_a$ , elles réussissent toutes à joindre la trajectoire désirée. Pour  $\mathbf{C}_a(\mathbf{s}, X)$  et  $\mathbf{C}_a(\mathbf{s}^*, X)$ , les trajectoires verticales sont différentes de celles présentées dans le précédent paragraphe et ici illustrées Fig. 3.21a. Ceci est dû au comportement de  $l_y$  présenté Fig. 3.22b. En effet, puisque l'erreur latérale initiale est importante, la commande latérale commande de manière importante le roulis (Fig. 3.21b), engendrant une distance  $l_y$  bien inférieure (en valeur absolue) à ce qu'elle devrait être et provoque ainsi la demande importante sur les consignes (Fig. 3.22c) et les dépassements de l'erreur verticale. Les commandes  $\mathbf{C}_a(\mathbf{s}, X^*)$  et  $\mathbf{C}_a(\mathbf{s}^*, X^*)$  ne présentent pas cette caractéristique car la distance  $X^*$  est réglée à une valeur supérieure (-3000m) à celle du début de la simulation. Pour cette phase,  $X^*$  agit donc comme un modérateur.

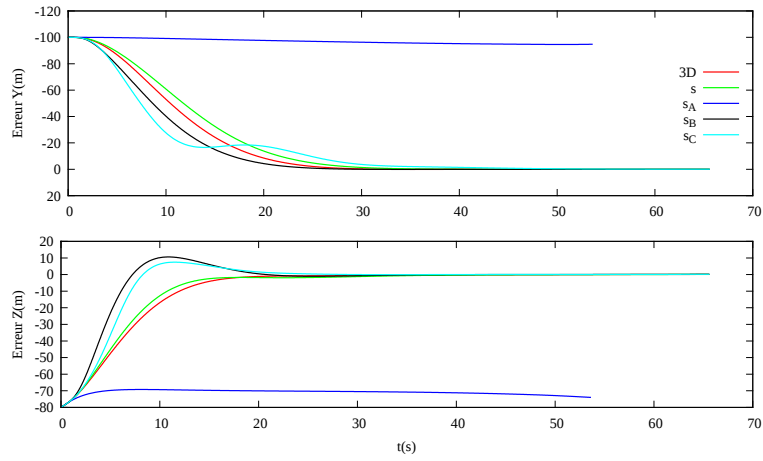


(a) Trajectoires (m)

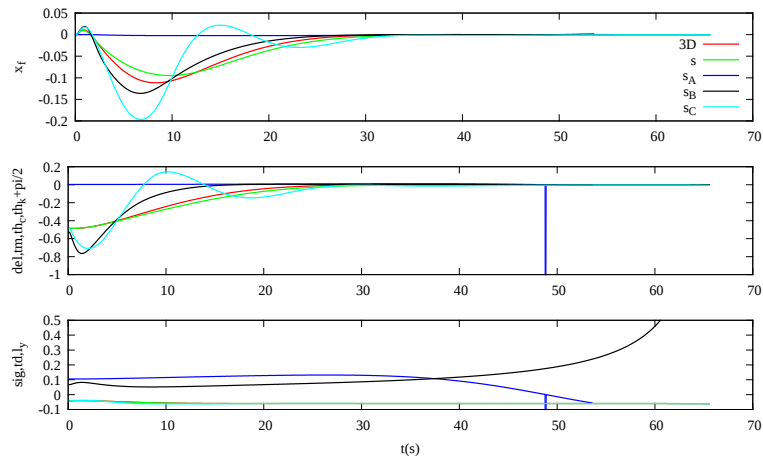


(b) Angles (deg)

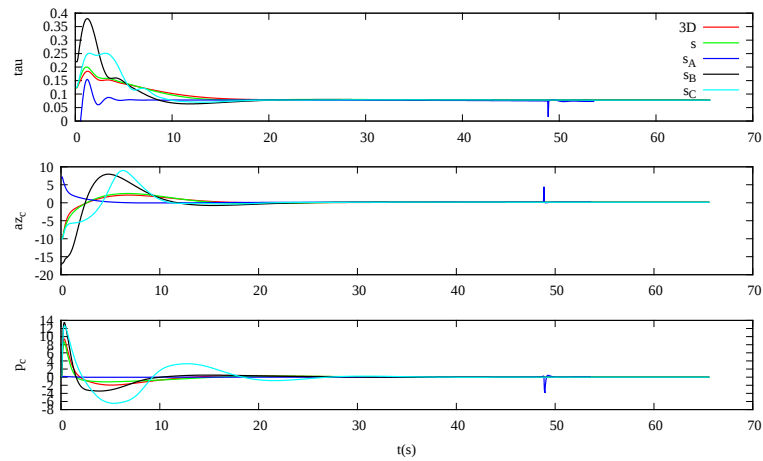
FIGURE 3.18 – Porte-avions statique. Comparaison des primitives avec les commandes  $C_a(s, X)$ . Erreurs initiales latérale et verticale de -100m et de -80m.



(a) Erreurs latérale et verticale (m)



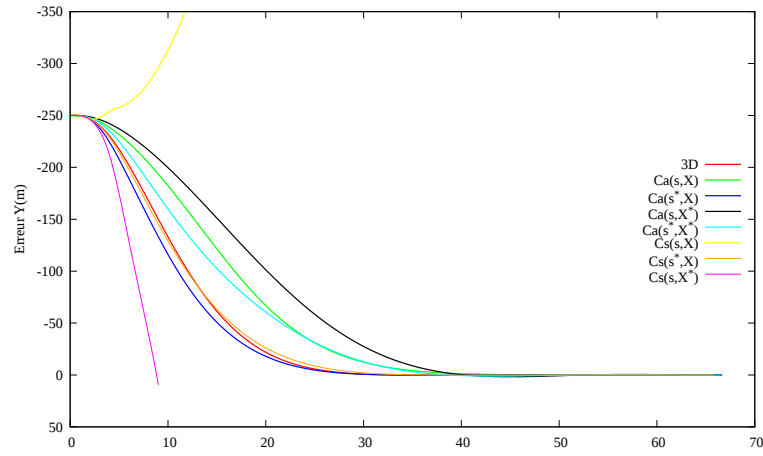
(b) Primitives



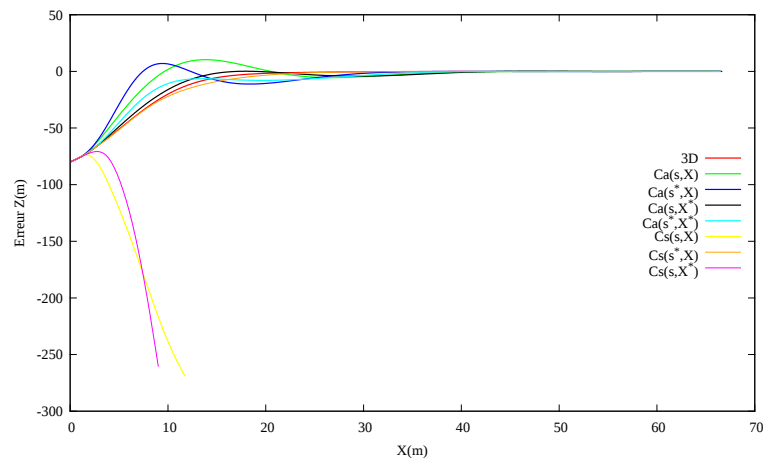
(c) Commandes

FIGURE 3.19 – Porte-avions statique. Comparaison des primitives avec les commandes  $C_a(s, X)$ . Erreurs initiales latérale et verticale de -100m et de -80m.



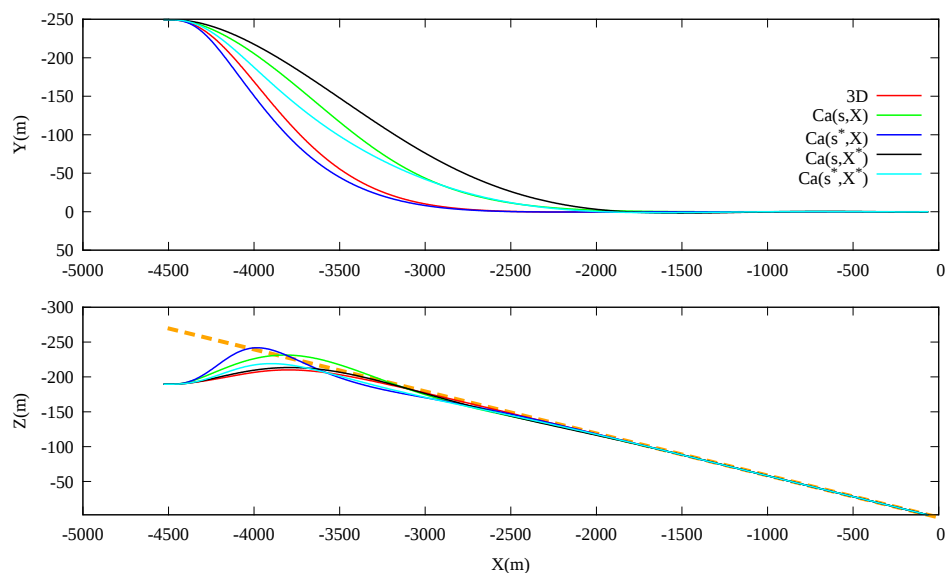


(a) Erreur latérale (m)

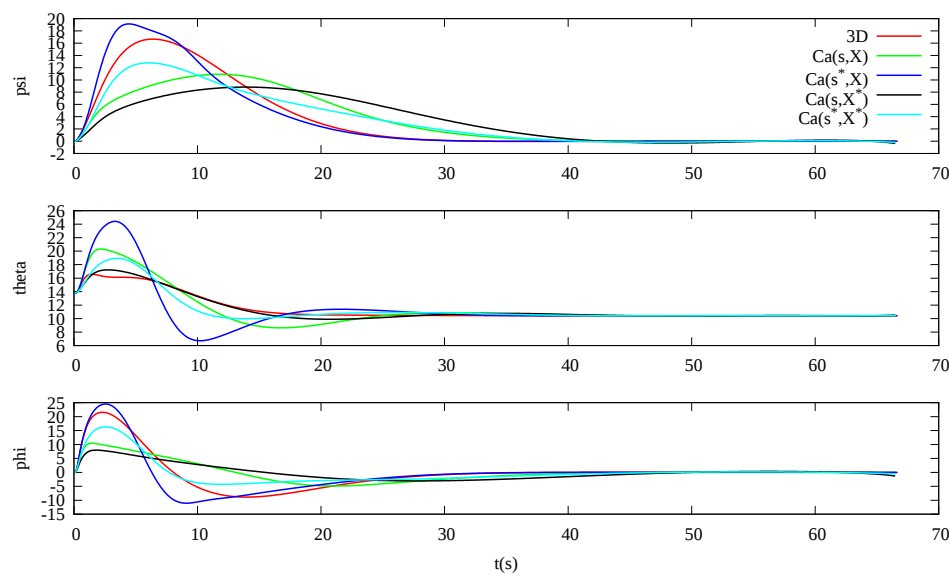


(b) Erreur verticale (m)

FIGURE 3.20 – Porte-avions statique. Primitives  $s$  avec les commandes  $C_a$  et  $C_s$ . Erreurs initiales latérale et verticale de -250m et de -80m.

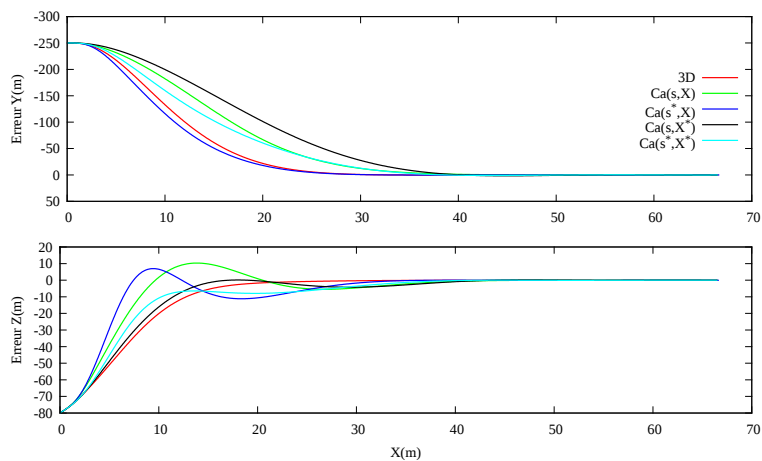


(a) Trajectoires (m)

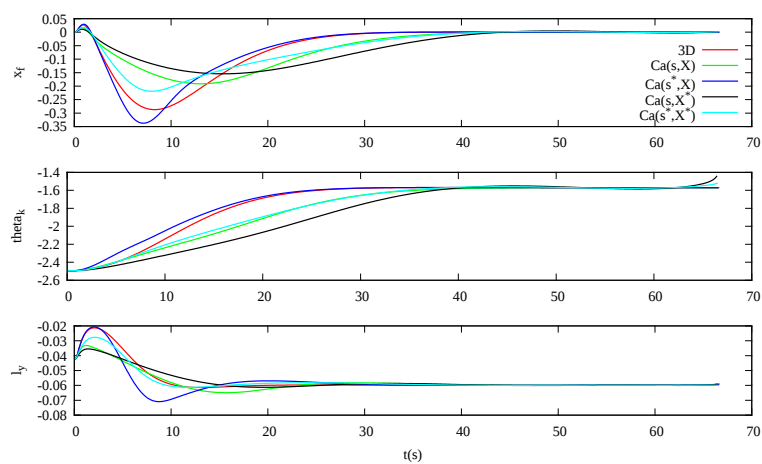


(b) Angles (deg)

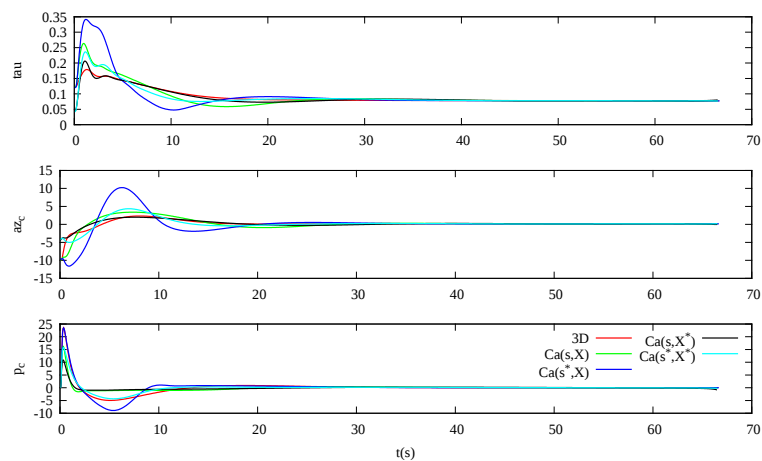
FIGURE 3.21 – Porte-avions statique. Primitives  $s$  avec les commandes  $C_a$ . Erreurs initiales latérale et verticale de -250m et de -80m.



(a) Erreurs latérale et verticale (m)



(b) Primitives



(c) Commandes

FIGURE 3.22 – Porte-avions statique. Primitives  $\mathbf{s}$  avec les commandes  $\mathbf{C}_a$ . Erreurs initiales latérale et verticale de -250m et de -80m.

Malgré un point de fonctionnement éloigné du point de linéarisation et donc une erreur initiale importante, les commandes  $\mathbf{C}_a$  parviennent à réguler l'avion sur sa trajectoire. Pour ce point de vol, on a pu noter la présence de certains couplages entre le latéral et le vertical et l'effet modérateur de  $X^*$  pour la valeur fixée.

**Porte-avions mouvant et vent,  $e_l = -250m$  et  $e_v = -80m$ .** Ce paragraphe présente une simulation pour laquelle la loi de commande développée précédemment n'a pas été conçue : l'avancement du navire et la présence du vent (ces éléments seront pris en compte en Section 3.3.4.1). Le porte-avions avance à une vitesse de 20 nœuds, soit environ 10.8m/s. Un vent souffle à une vitesse de 10m/s avec un angle par rapport à la piste de 45 degrés. Cela crée un vent sur le pont de composante longitudinale et latérale dans le repère de la piste de respectivement 18.5 et 9.1m/s. Ces conditions sont particulièrement sévères. Dans des conditions opérationnelles, ce cas ne se présente normalement pas. Néanmoins, cette simulation a pour objectif d'illustrer ces effets sur le comportement de l'avion. Pour ce point de vol, les commandes  $\mathbf{C}_a$  sont présentées Figs. 3.23-3.24. La trajectoire de l'avion et du porte-avions dans les plans horizontaux et verticaux, les erreurs associées, les angles de l'avion, les primitives visuelles employées et les commandes de l'avion sont respectivement présentés Figs. 3.23a, 3.23b, 3.24a, 3.24b et 3.24c.

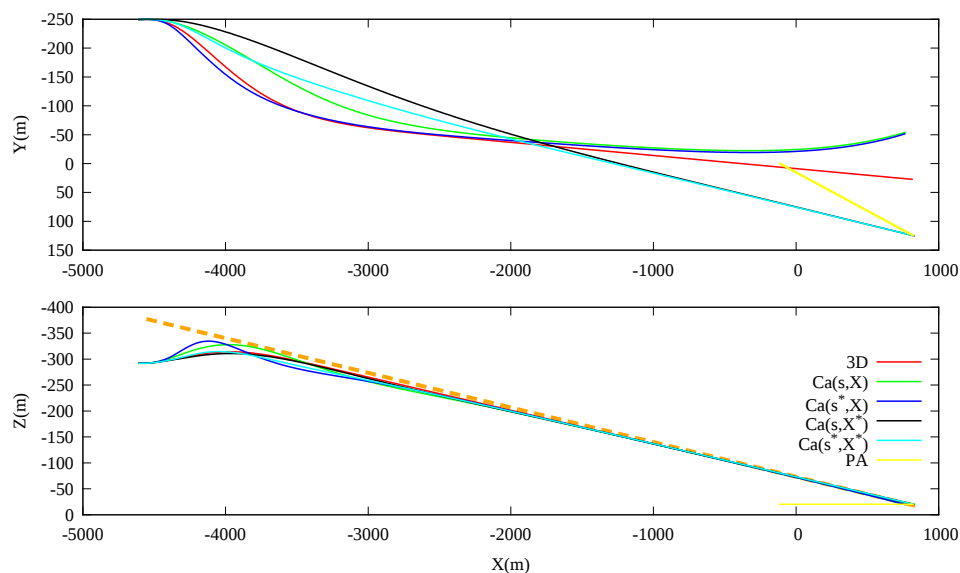
Comme on pouvait s'y attendre, la vitesse sur le pont génère une erreur de traînage sur les positions verticale et latérale. Ainsi la commande 3D présente un écart statique très important, illustré Fig. 3.23a.  $\mathbf{C}_a(\mathbf{s}, X)$  et  $\mathbf{C}_a(\mathbf{s}^*, X)$  conservent le comportement décrit dans le paragraphe précédent sur la partie initiale, entre 10 et 30 secondes. Toutefois, parce qu'elles sont proches de la commande 3D, elles souffrent du même effet de traînage. A cet effet, s'ajoute celui des primitives employées et de la commande associée qui ne permet pas de réguler ces primitives autour des valeurs désirées, comme illustré Fig. 3.24b.

Les commandes  $\mathbf{C}_a(\mathbf{s}^*, X^*)$  et  $\mathbf{C}_a(\mathbf{s}, X^*)$  sont intéressantes par le fait qu'elles permettent d'apponter, tout en ne suivant pas la trajectoire désirée. En effet, bien que lentes à réduire l'erreur durant la première partie de la simulation, elles continuent, contrairement aux autres lois de commandes à minimiser l'erreur durant la seconde phase. Ce comportement est causé par la valeur constante  $X^*$  qui, lorsque  $X < X^*$ , agit comme un modérateur, en prenant moins en compte l'erreur de position et lorsque  $X > X^*$ , accorde plus d'importance à cette valeur. Néanmoins, cette caractéristique peut poser des problèmes de stabilité puisque cela revient à augmenter les gains liés aux erreurs de positions latérale et verticales au fur et à mesure que l'on se rapproche du porte-avions.

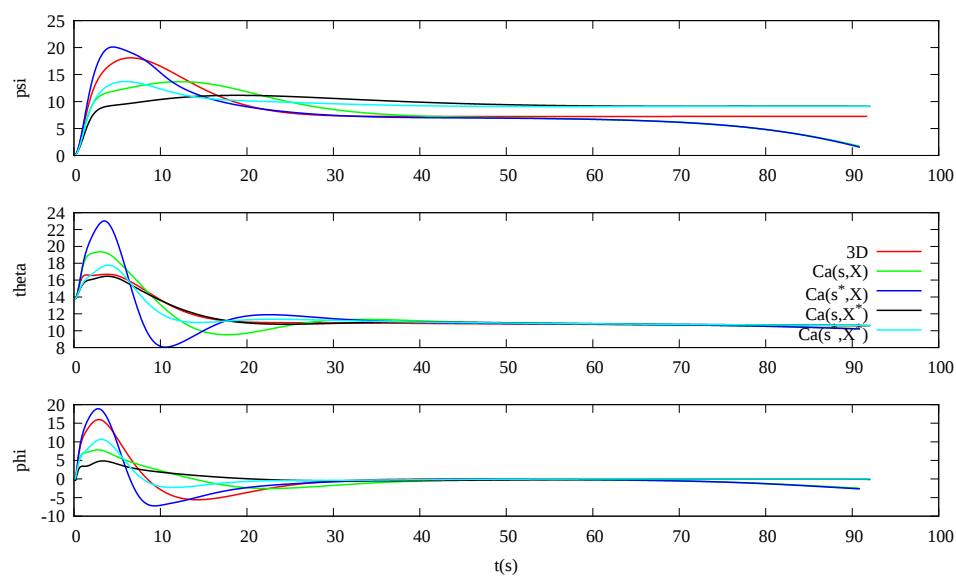
La loi de commande proposée réalise l'asservissement de l'avion sur sa trajectoire désirée vers le point d'impact. Cependant, le vent et les mouvements du porte-avions ne sont pas pris en compte dans sa synthèse. La section suivante introduira ces contraintes.

### 3.3.4 Prise en compte du vent et des mouvements du porte-avions

La modélisation de la Section 3.3.2 considère un porte-avions sans mouvement et ne prend pas en compte le vent pour synthétiser la loi de commande. Mais en pratique, le porte-avions est soumis à l'état de la mer et bien que massif et stabilisé, il est l'objet de mouvements de rotation et de translation comme présenté en Section 1.3.2.3. De plus, la phase d'appontage nécessite un vent relatif, comme expliqué en Section 1.3.1, et l'interaction du porte-avions avec

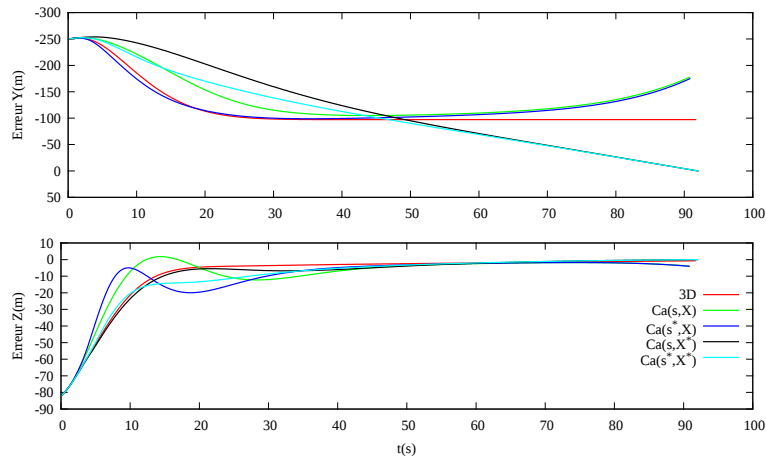


(a) Trajectoires (m)

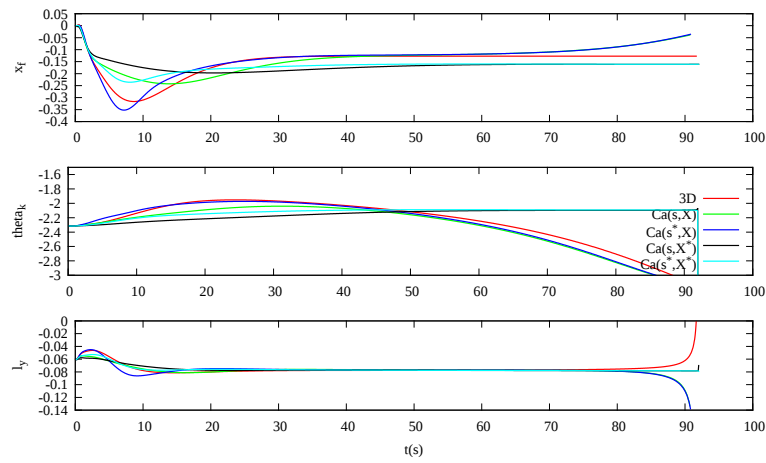


(b)

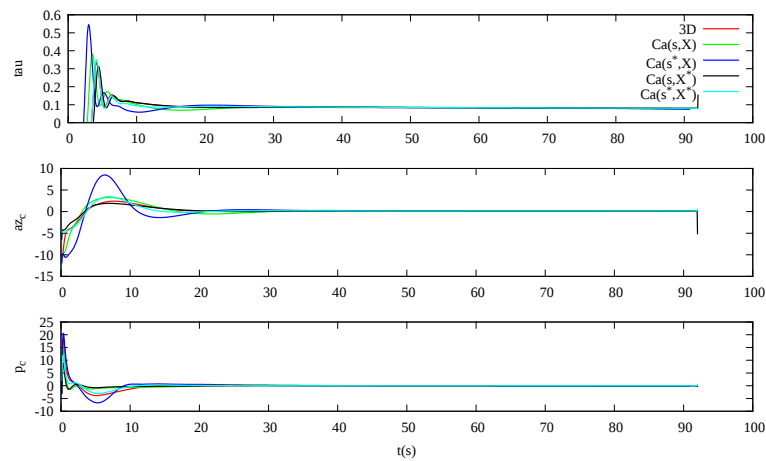
FIGURE 3.23 – Porte-avions mouvant et vent. Primitives  $\mathbf{s}$  avec les commandes  $\mathbf{C}_a$ . Erreurs initiales latérale et verticale de -250m et de -80m.



(a) Erreurs latérale et verticale (m)



(b) Primitives



(c) Commandes

FIGURE 3.24 – Porte-avions mouvant et vent. Primitives  $\mathbf{s}$  avec les commandes  $\mathbf{C}_a$ . Erreurs initiales latérale et verticale de -250m et de -80m.

le vent ambiant génère une composante de vitesse sur l'axe latéral de la piste et un sillage aérodynamique (Section 1.3.2.4).

Ces contraintes compliquent la trajectoire en plusieurs points et nécessitent donc des corrections appropriées :

- Du fait de l'orientation non nulle de la piste par rapport au porte-avions, le mouvement d'avancement du navire crée une vitesse latérale dans le repère  $\mathcal{F}_i$ . La vitesse du vent ajoute une composante supplémentaire pour composer le vent sur le pont. Si la commande ne prend pas en compte cet élément, la vitesse relative provoque une erreur de trainage. Dans la Section 3.3.4.1, on cherchera à estimer cette vitesse sur le pont à l'aide des informations fournies par la vision pour ensuite déterminer les primitives visuelles désirées annulant cet effet.
- Comme dans la technique de l'appontage au viseur, présentée Section 1.3.3.1, les mouvements de rotation autour des axes du porte-avions affectent les trajectoires verticale et d'alignement puisque la commande repose sur des primitives liées à la piste. Le palliatif proposé est de considérer un porte-avions à plat pour un cap de déplacement donné. Pour cela, dans la Section 3.3.4.2, on estimera l'orientation du navire à l'aide de la vision pour l'annuler.
- Toutefois, lors de l'approche finale, pour assurer un appontage respectant les contraintes de précision de l'impact, de hauteur de passage au-dessus de la poupe, présentées Section 1.3.1, il est nécessaire de prédire l'orientation du bâtiment lorsque l'avion touchera la piste. Cette prédiction est réalisée à l'aide des mesures de vision et sera présentée Section 3.3.4.3. Ainsi à un instant déterminé, les primitives visuelles désirées seront modifiées pour prendre en compte cette prédiction.

On pourrait travailler avec des primitives visuelles calculées dans la caméra réelle  $c$  pour prendre en compte le vent et les mouvements du porte-avions. Mais on préfère travailler avec les primitives visuelles calculées dans la caméra virtuelle  $c_v$  afin de travailler dans la même caméra que la section précédente.

### 3.3.4.1 Estimation du vent sur le pont et mise à jour des consignes

Lors de la phase d'appontage, le porte-avions se met en mouvement à une vitesse  $V_{ac}$  et/ou s'oriente par rapport au vent naturel NW pour créer un vent sur le pont, ici défini par sa vitesse  $\mathbf{v}_i^w$  dans le repère  $\mathcal{F}_i$ , dans le but de limiter la vitesse de l'avion à l'entrée des brins d'arrêt, comme présenté Section 1.3.1. Ce vent relatif et cette mise en mouvement du porte-avions ont deux effets majeurs, illustré Fig. 3.25 :

- L'adjonction de la composante  $u_i^w$  du vent sur le pont, suivant l'axe  $x$  de la piste, génère la composition des vitesses représentée Fig. 3.25 et modifie la pente aérodynamique  $\gamma_a$  qui est différente de la trajectoire de descente sans vent relatif définie par une pente de  $\gamma_0$ . On rappelle que cette pente  $\gamma_0$  est calculée afin de ne pas dépasser une vitesse verticale  $V_z^*$ , pour garantir une certaine hauteur au passage de la poupe et la précision du toucher.
- La composante latérale  $v_i^w$  du vent sur le pont n'est pas seulement égale à la vitesse créée par l'orientation de la piste et l'avancement du navire mais comprend aussi une composante latérale de vent naturel. En effet, le navire ne peut pas toujours assurer une mise dans l'axe exacte du vent naturel. Lors de l'appontage, cette vitesse  $v_i^w$  est contrée par les pilotes, en imposant à l'avion un cap  $\psi_r^*$  relatif à la piste.



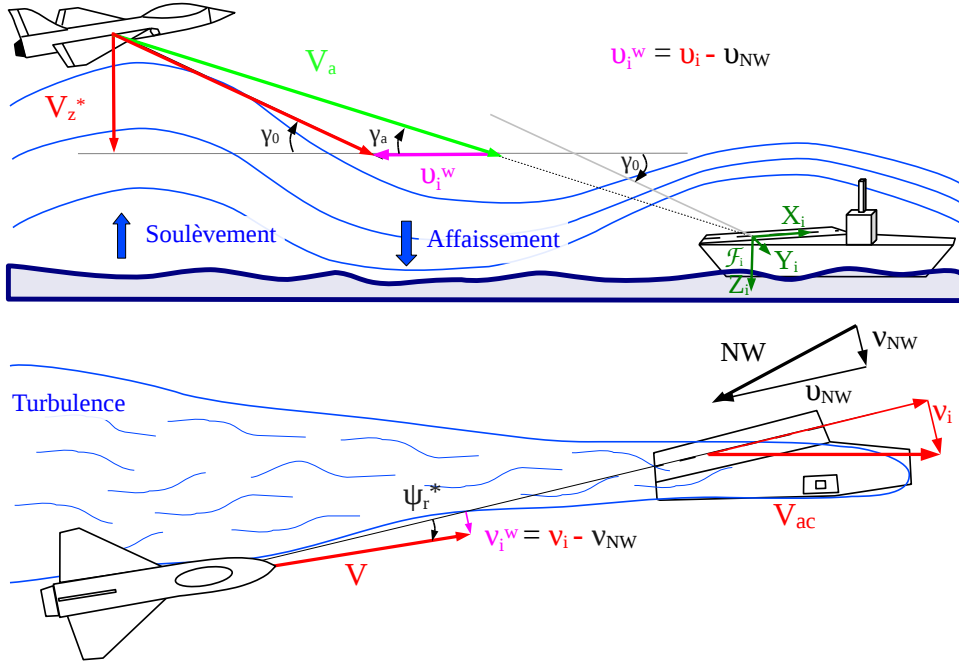


FIGURE 3.25 – Composition des vitesses dues au déplacement du porte-avions et au vent naturel (NW) pour créer le vent sur le pont  $\mathbf{v}_i^w$  et son impact sur les variables de vol, pente aérodynamique  $\gamma_a$  et cap relatif  $\psi_r^*$

La méthode proposée consiste tout d'abord à estimer la vitesse du vent au dessus du pont  ${}^{c_v}\mathbf{v}_i^w$  du point d'impact dans le repère caméra  $\mathcal{F}_{c_v}$  à l'aide des mesures de vision. Par la suite, la vitesse du vent au dessus du pont sera exprimée dans le repère de l'avion à plat  $\mathcal{F}_{b_0}$  pour déterminer les consignes désirées de l'avion annulant les effets de cette vitesse. Enfin, on terminera sur des considérations pratiques liées à l'estimation de la vitesse par des données de vision.

Une autre approche restant dans l'espace image ne nécessite pas de remonter à la vitesse 3D de l'objet. Elle repose sur le formalisme de l'asservissement visuel présenté en Section 3.1. Le lien unissant la vitesse de la primitive visuelle  $\mathbf{s}$  et la vitesse  $\mathbf{v}_{c_v}$  de la caméra  $c_v$ , exprimée dans son repère  $\mathcal{F}_{c_v}$ , par la matrice d'interaction  $\mathbf{L}_s$  associée aux primitives utilisées, est donné par :

$$\dot{\mathbf{s}} = \mathbf{L}_s \mathbf{v}_{c_v} + \frac{\partial \mathbf{s}}{\partial t} \quad (3.73)$$

où  $\frac{\partial \mathbf{s}}{\partial t}$  représente les effets non modélisés comme la vitesse de la cible. Cette approche calcule une estimation  $\hat{\frac{\partial \mathbf{s}}{\partial t}} = \hat{\mathbf{s}} - \mathbf{L}_s \mathbf{v}_{c_v}$  de ces effets pour ensuite les inclure directement dans la loi de commande [Chaumette 2007]. Toutefois, cette approche directe ne permet pas de respecter les contraintes énoncées plus haut dépendantes des composantes longitudinale et latérale de la vitesse du vent sur le pont.

On notera que l'ajout d'un intégrateur aurait aussi pu être considéré pour compenser l'erreur de trainage comme dans [Azinheira 2008, Gonçalves 2010]. Toutefois, de manière générale en automatique, l'ajout d'un intégrateur tend à rendre moins stable un système. De plus, pour

considérer un intégrateur sur les informations visuelles, [Azinheira 2008] introduit la matrice  $\mathbf{C}$  de la représentation d'état pour construire un état étendu. Cette matrice contient la jacobienne  $\mathbf{J}_s$  qui varie en fonction de la position à la piste. Les gains calculés par la commande optimale pour commander cet état étendu vont donc varier en fonction de cette position. Ce qui n'est pas le cas dans notre approche où la matrice de gains  $\mathbf{K}$  demeure constante. Enfin, les capteurs disponibles permettent d'estimer la vitesse du vent au dessus du pont et donc de la prendre en compte dans le calcul des consignes désirées.

**Définition de la vitesse du vent sur le pont.** On cherche à lier la vitesse du vent sur le pont  ${}^{c_v}\mathbf{v}_i^w$  avec la vitesse relative  ${}^{c_v}\mathbf{v}_r$  entre la caméra virtuelle  $c_v$  et le point d'impact de la piste  $i$  pouvant être estimée à l'aide la vision. Par définition, les vitesses  ${}^{c_v}\mathbf{v}_i^w$  et  ${}^{c_v}\mathbf{v}_r$  se décomposent en :

$${}^{c_v}\mathbf{v}_i^w = {}^{c_v}\mathbf{v}_i - {}^{c_v}\mathbf{v}_w \quad (3.74)$$

$${}^{c_v}\mathbf{v}_r = {}^{c_v}\mathbf{v}_b - {}^{c_v}\mathbf{v}_i \quad (3.75)$$

où  ${}^{c_v}\mathbf{v}_b$ ,  ${}^{c_v}\mathbf{v}_w$  et  ${}^{c_v}\mathbf{v}_i$  sont respectivement la vitesse de l'avion, du vent et du point d'impact dans  $\mathcal{F}_{c_v}$ , repère de la caméra virtuelle  $c_v$ .

La vitesse  ${}^{c_v}\mathbf{v}_b$  de l'avion par rapport au sol, exprimée dans le repère  $\mathcal{F}_{c_v}$  se décompose en la vitesse aérodynamique de l'avion  ${}^{c_v}\mathbf{v}_b^a$  et la vitesse du vent  ${}^{c_v}\mathbf{v}_w$  :

$${}^{c_v}\mathbf{v}_b = {}^{c_v}\mathbf{v}_b^a + {}^{c_v}\mathbf{v}_w \quad (3.76)$$

En combinant les deux précédentes équations, on obtient :

$${}^{c_v}\mathbf{v}_r = {}^{c_v}\mathbf{v}_b^a + {}^{c_v}\mathbf{v}_w - {}^{c_v}\mathbf{v}_i \quad (3.77)$$

En faisant apparaître la vitesse du vent sur le pont  ${}^{c_v}\mathbf{v}_i^w$ , on détermine :

$${}^{c_v}\mathbf{v}_i^w = {}^{c_v}\mathbf{v}_b^a - {}^{c_v}\mathbf{v}_r \quad (3.78)$$

On peut ensuite écrire  ${}^{c_v}\mathbf{v}_i^w$ , la vitesse du vent au dessus du pont dans le repère de la caméra  $\mathcal{F}_{c_v}$ , en utilisant  ${}^b\mathbf{v}_b^a$ , vitesse aérodynamique de l'avion dans son repère  $\mathcal{F}_b$  (fournie par la centrale inertielle) et  ${}^{c_v}\mathbf{W}_b$ , la matrice connue et constante de transport de vitesse entre les repères  $\mathcal{F}_b$  et  $\mathcal{F}_{c_v}$  :

$${}^{c_v}\mathbf{v}_i^w = {}^{c_v}\mathbf{W}_b {}^b\mathbf{v}_b^a - {}^{c_v}\mathbf{v}_r \quad (3.79)$$

La vitesse relative  ${}^{c_v}\mathbf{v}_r$  est estimée par la vision soit avec une méthode basée sur la pose 3D soit en utilisant uniquement des primitives 2D.

**Estimation basée sur la pose.** Pour estimer la vitesse relative  ${}^{c_v}\mathbf{v}_r$ , la méthode la plus directe depuis des mesures de pose du suivi 3D est la différentiation de la pose entre deux instants  $k$  et  $k+1$  suivant l'équation :

$${}^{c_v}\mathbf{v}_r = \log({}^{c_v^k}\mathbf{M}_i {}^{c_v^{k+1}}\mathbf{M}_i^{-1}, \Delta t) \quad (3.80)$$

où  $\log$  est la fonction inverse de l'*exponential map* liant, dans le cas général, la pose entre deux instants  $k$  et  $k+1$  et la vitesse  $\mathbf{v}$  de la caméra de la manière suivante :  ${}^{c_v^{k+1}}\mathbf{M}_o = e^{\mathbf{v}\Delta t} {}^{c_v^k}\mathbf{M}_o$ .  $\Delta t$  est la période d'échantillonnage.

Ainsi l'estimation de la vitesse du vent sur le pont  ${}^{c_v}\mathbf{v}_i^w$  exprimée dans  $\mathcal{F}_{c_v}$ , en utilisant des mesures 3D, est déterminée par :

$${}^{c_v}\mathbf{v}_i^w = {}^{c_v}\mathbf{W}_b {}^b\mathbf{v}_b^a - \log({}^{c_v^k}\mathbf{M}_i {}^{c_v^{k+1}}\mathbf{M}_i^{-1}, \Delta t) \quad (3.81)$$

**Estimation basée sur des primitives visuelles.** En utilisant les primitives visuelles  $\mathbf{s}$  de la commande définies précédemment, et en complétant par d'autres primitives, on peut déterminer la vitesse relative  ${}^{c_v}\mathbf{v}_r$  entre la caméra virtuelle  $c_v$  et le point d'impact  $i$ . Ces primitives visuelles  $\mathbf{w}$  sont présentées Fig. 3.8 et définies par :

$$\mathbf{w} = (\theta_k, l_y, l_x, y_f, x_f, \theta_p) \quad (3.82)$$

où  $l_x$  est la distance sur l'axe  $x$  du plan image entre les point  $l$  et  $r$ ,  $y_f$  la coordonnée sur l'axe  $y$  du point de fuite et  $\theta_p$  l'orientation du segment  $[lr]$ .

La relation liant la dérivée des primitives  $\dot{\mathbf{w}}$  et la vitesse relative  ${}^{c_v}\mathbf{v}_r$  est définie par :

$$\dot{\mathbf{w}} = \mathbf{L}_{\mathbf{w}} {}^{c_v}\mathbf{v}_r \quad (3.83)$$

avec la matrice d'interaction  $\mathbf{L}_{\mathbf{w}}$  des primitives,  $\mathbf{L}_{\mathbf{w}} = (\mathbf{L}_{\theta_k}, \mathbf{L}_{l_y}, \mathbf{L}_{l_x}, \mathbf{L}_{y_f}, \mathbf{L}_{x_f}, \mathbf{L}_{\theta_p})$ , dont les éléments  $\mathbf{L}_{\theta_k}$ ,  $\mathbf{L}_{l_y}$ ,  $\mathbf{L}_{x_f}$  et  $\mathbf{L}_{\theta_p}$  ont été présentés Section 3.3.2.2. Les matrices d'interaction pour les primitives  $l_x$  and  $y_f$  sont, quant à elles, données par :

$$\mathbf{L}_{l_x} = \begin{bmatrix} \frac{1}{Z_r} - \frac{1}{Z_l} & 0 & \frac{x_r}{Z_r} - \frac{x_l}{Z_l} & x_r y_r - x_l y_l & -(1 + x_r^2) + (1 + x_l^2) & y_r - y_l \end{bmatrix} \quad (3.84)$$

et

$$\mathbf{L}_{y_f} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 1 + y_f^2 & -x_f y_f & -x_f \end{bmatrix} \quad (3.85)$$

Pour la position désirée définie Section 3.3.2.2, la matrice d'interaction des primitives met en avant un découplage des degrés de liberté :

$$\mathbf{L}_{\mathbf{w}^*} = \begin{bmatrix} \frac{-1}{l_y^* Z_i^*} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & \frac{1}{Z_i^*} & 0 & y_f^{*2} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \frac{2x_r^*}{Z_r^*} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 + y_f^{*2} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & -1 & y_f^* \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -1 \end{bmatrix} \quad (3.86)$$

où la distance  $l_y^*$  est non nulle.  $Z_i^*$  et  $Z_r^*$  sont les profondeurs des points  $i$  et  $r$  à la position désirée et sont différentes de zéro. Elles peuvent provenir du suivi 3D, de la mesure de la distance TACAN ou bien pour rester avec des informations de l'image, de l'expression :  $Z_i^* = Z_r^* \approx \frac{L_d}{l_x}$  où  $L_d$  est la largeur du pont, supposée connue, et  $l_x$  sa mesure dans l'image suivant l'axe  $x$  de la caméra. En pratique, on utilisera cette dernière estimation.

En approximant la dérivée des primitives visuelles par une différenciation des primitives entre deux images successives ( $\dot{\mathbf{w}} \approx \frac{\mathbf{w}_{k+1} - \mathbf{w}_k}{\Delta t}$ ) et en inversant la matrice d'interaction  $\mathbf{L}_{\mathbf{w}}$  (qui est toujours inversible), on estime la vitesse relative  ${}^{c_v}\mathbf{v}_r$  :

$${}^{c_v}\mathbf{v}_r = \mathbf{L}_{\mathbf{w}}^{-1} \frac{\mathbf{w}_{k+1} - \mathbf{w}_k}{\Delta t} \quad (3.87)$$

Ainsi on aboutit à l'estimation de la vitesse du vent sur le pont  ${}^{c_v}\mathbf{v}_i^w$ , exprimée dans  $\mathcal{F}_{c_v}$ , à l'aide d'informations 2D et des mesures de la centrale inertielle :

$${}^{c_v}\mathbf{v}_i^w = {}^{c_v}\mathbf{W}_b {}^b\mathbf{v}_b^a - \mathbf{L}_{\mathbf{w}}^{-1} \frac{\mathbf{w}_{k+1} - \mathbf{w}_k}{\Delta t} \quad (3.88)$$

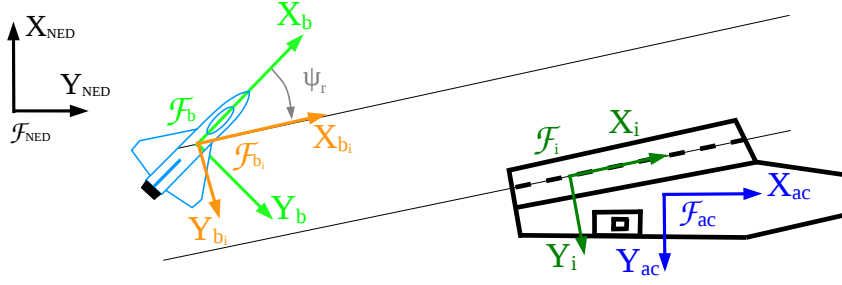


FIGURE 3.26 – Repères utilisés pour calculer les consignes désirées prenant en compte les vitesses du navire et du vent

**Changement de repère de la vitesse du vent sur le pont.** Cette partie est commune aux approches basées sur la pose 3D ou sur les primitives visuelles 2D.

On souhaite exprimer la vitesse du point d'impact  ${}^c_v \mathbf{v}_i^w$ , jusque-là calculée dans le repère  $\mathcal{F}_{c_v}$ , dans un repère permettant de calculer les consignes à adopter pour annuler les effets de cette vitesse tout en gardant le roulis de l'avion nul à l'appontage. La méthode la plus directe serait de l'exprimer dans le repère  $\mathcal{F}_i$  mais nécessiterait d'employer la matrice de transport  ${}^c_v \mathbf{W}_i$  entre les deux repères  $\mathcal{F}_i$  et  $\mathcal{F}_{c_v}$ , et donc la pose  ${}^c_v \mathbf{M}_i$ . Pour éviter d'utiliser explicitement cette pose, la vitesse  ${}^{b_i} \mathbf{v}_i^w$  du vent au dessus du pont est exprimée dans le repère  $\mathcal{F}_{b_i}$ , illustré Fig. 3.26, pourvu de la même orientation en lacet que le repère  $\mathcal{F}_i$  et localisé à la position de l'avion à plat.

Pour cela, la vitesse  ${}^c_v \mathbf{v}_i^w$  est exprimée dans le repère  $\mathcal{F}_b$  à l'aide de la matrice de transport  ${}^b \mathbf{W}_{c_v}$  (qui est connue comme nous l'avons déjà dit plusieurs fois), puis ramenée dans le repère  $\mathcal{F}_{b_i}$  avec la matrice de transport  ${}^{b_i} \mathbf{W}_b$  :

$${}^{b_i} \mathbf{v}_i^w = {}^{b_i} \mathbf{W}_b(\psi_r, \theta, \phi) {}^b \mathbf{W}_{c_v} {}^c_v \mathbf{v}_i^w \quad (3.89)$$

La matrice  ${}^{b_i} \mathbf{W}_b$  contient seulement la matrice de rotation  ${}^{b_i} \mathbf{R}_b$  qui dépend des angles de tangage  $\theta$  et de roulis  $\phi$  de l'avion (fournis par la centrale inertielle), et du cap relatif  $\psi_r$  approximé à partir de l'équation (3.48) :

$$\psi_r \approx -x_f + \phi (y_f \cos \theta_{c_v} + \sin \theta_{c_v}) \quad (3.90)$$

**Mise à jour des consignes désirées.** Les consignes désirées pour annuler l'effet de la vitesse  ${}^{b_i} \mathbf{v}_i^w$  du vent sur le pont seront calculées à l'aide de l'estimation de cette vitesse, établie dans les paragraphes précédents.

Pour le contrôle latéral, l'approche consiste à définir un cap relatif désiré non nul pour compenser la vitesse latérale  ${}^{b_i} v_i$  entre la piste et l'avion. Cette méthode est utilisée par les opérationnels comme présenté Section 1.3.1. Ainsi, à la position désirée, l'avion et la piste auront la même vitesse latérale, et l'avion gardera un roulis nul. Comme illustré Fig. 3.25, le cap relatif désiré est défini par :

$$\psi_r^* = \arcsin \frac{{}^{b_i} v_i^w}{V} \quad (3.91)$$

En simplifiant la relation (3.90) en considérant un angle  $\phi$  faible, on obtient la position désirée de la coordonnée désirée  $x_f^*$  du point de fuite :

$$x_f^* = -\tan \psi_r^* \quad (3.92)$$

L'hypothèse effectuée permet d'avoir  $x_f$  constant pour des vitesses du porte-avions et du vent constants.

Comme présenté en Section 3.3.1.1, un vent sur le pont engendre une modification de  $\gamma_0$  pour conserver une pente aérodynamique  $\gamma^*$  désirée. Ainsi la pente par rapport au porte-avions désirée  $\gamma_0$ , illustrée Fig. 3.25, devient :

$$\gamma_0 = \arctan \frac{V_z^*}{\sqrt{V^2 - V_z^{*2} - b_i u_i^w}} \quad (3.93)$$

Avec  $b_i u_i^w$  la composante de vitesse du vent sur le pont sur l'axe  $x$  de la piste.

La valeur désirée de  $l_y^*$  est donc mise à jour :

$$l_y^* = \tan \gamma_0 = \frac{V_z^*}{\sqrt{V^2 - V_z^{*2} - b_i u_i^w}} \quad (3.94)$$

**Considérations pratiques.** Du fait de son modèle de projection perspective, la caméra est caractérisée par une sensibilité au sens métrologique entre la variation d'un point 3D et sa variation de la projection dans l'image, dépendante de l'inverse de la distance au carré du point 3D considéré. Ainsi, la pose et les primitives 2D issues de la vision sont affectées d'un bruit dépendant de la distance au porte-avions et donc de sa taille dans l'image. Dériver la pose 3D ou les mesures 2D amplifie ce bruit et le propage à l'estimation de la vitesse. C'est pourquoi les valeurs aberrantes de la vitesse estimée  $b_i \mathbf{v}_i^w$  ne sont pas prises en compte. De plus, un filtre passe bas d'une constante de temps de 10 secondes est appliqué sur le calcul des consignes.

**Porte-avions mouvant et vent,**  $e_l = -250m$  et  $e_v = -80m$ . Pour les mêmes conditions que celles évoquées en Section 3.3.3.1 concernant l'effet du vent sur le pont, ce paragraphe présente la prise en compte de la vitesse du porte-avions et du vent par la méthode présentée ci-dessus. Pour ce point de vol, les commandes  $\mathbf{C}_a$  sont présentées Figs. 3.27-3.28. La trajectoire de l'avion et du porte-avions dans les plans horizontaux et verticaux, les erreurs associées, les angles de l'avion, les primitives visuelles employées et les commandes de l'avion sont respectivement présentés Figs. 3.27a, 3.27b, 3.28a, 3.28b et 3.28c. Les caractéristiques des lois de commande sont conservées et les remarques formulées précédemment restent valides pour ce point de vol. Le calcul des consignes désirées à l'aide de l'estimation de la vitesse du vent au dessus du pont permet d'annuler l'effet de cette vitesse, comme illustré sur la trajectoire (Fig. 3.27a) et les erreurs de position (Fig. 3.28a). Du fait de la matrice de gains  $\mathbf{K}$  choisie constante quelle que soit l'erreur initiale, on observe une faible erreur finale pour les lois 3D,  $\mathbf{C}_a(s^*, X)$  et  $\mathbf{C}_a(s, X)$  conduisant à l'évolution finale des primitives, illustrée Fig. 3.28b. Les lois  $\mathbf{C}_a(s^*, X^*)$  et  $\mathbf{C}_a(s, X^*)$  ne présentent pas cet effet du fait du paramètre  $X^*$ , renforçant l'efficacité sur les erreurs de position. De même, la matrice de gains  $\mathbf{K}$  constante et la présence d'un vent important conduisent à un important pic sur les moteurs au début de la simulation, comme illustré Fig. 3.28c, mais cette demande se stabilise vite pour revenir à sa valeur nominale. L'impact le plus visible de la prise en compte du vent sur le pont concerne la position du point de fuite  $x_f^*$  (Fig. 3.28b) conduisant à un cap relatif d'environ 7.3deg (Fig. 3.27b). On rappelle que cette simulation illustre un cas non conventionnel pour illustrer l'efficacité de la méthode. En réalité, le porte-avions avance de telle sorte que la composante latérale du vent sur le pont soit presque nulle. Cette méthode permet d'atterrir à angle de roulis nul,

ce qui est très important pour un appontage où le contact avec la piste s'effectue sans arrondi.

Le mouvement d'avancement du navire et le vent sont pris en compte en estimant la vitesse au dessus du pont pour définir les consignes de la commande. Cependant les mouvements de rotation du bâtiment engendrent aussi des effets indésirables sur la trajectoire, traités dans la partie suivante.

### 3.3.4.2 Annulation des mouvements de rotation du porte-avions

Le porte-avions a sa dynamique propre, influencée par l'état de la mer et est donc soumis à des mouvements sur ses axes. Comme les primitives visuelles utilisées dans la commande se basent sur le bâtiment pour être calculées, elles sont, elles aussi, dépendantes des mouvements du navire. Par exemple, une variation de l'axe de tangage induit une modification de la longueur de  $l_y$  qui n'est pas liée à l'erreur d'altitude par rapport à la trajectoire de descente désirée. Ainsi, si aucun palliatif n'est appliqué pour la commande, des oscillations en tangage se répercuteront en oscillations de la trajectoire au cours de la descente. Pour contrer ce problème, on propose d'annuler les mouvements du porte-avions. On retrouve ce principe sur les porte-avions : l'optique d'appontage et les systèmes d'appontage sont stabilisés [Loeb 1970, ALAVIA 2001]. Pour une première classe de méthode, la compensation est effectuée en remontant à l'attitude du navire et en travaillant sur un porte-avions virtuel à plat, à l'aide des suivis 3D et 2D. Une seconde classe ne nécessite pas de calculer son attitude mais utilise seulement des données de l'image et de la centrale inertielle pour considérer des primitives stabilisées. Là encore, les méthodes proposées peuvent s'appliquer aux deux caméras  $c_v$  et  $c$ . Toutefois, par continuité avec la section précédente, on travaillera avec la caméra  $c_v$ .

Cette section se concentre sur les mouvements de rotation. Par mer formée, le mouvement vertical du navire, ou pilonnement, est aussi important. Son annulation pourrait être considérée sur le même principe que celui développé dans cette section, mais la mesure du radio-altimètre et l'estimation de la position relative par la vision ne sont pas assez précises pour annuler ce mouvement vertical. Par ailleurs, la difficulté d'appréhender cet effet est aussi présente pour les systèmes de compensation des optiques et des systèmes d'appontage utilisés à bord des porte-avions [Loeb 1970, Vu 1991].

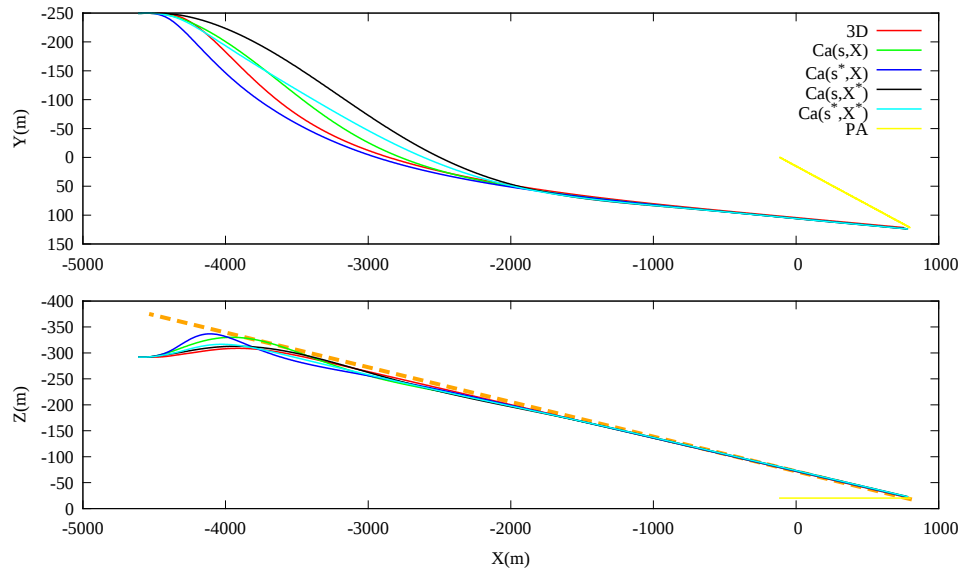
**Méthode 3D basée sur la pose du suivi 3D.** En utilisant  ${}^{c_v}\mathbf{M}_i$ , la pose estimée par le suivi 3D (Section 2.3.2.1) et la centrale inertielle de l'avion, il est possible d'annuler la rotation du porte-avions.

Pour cela, on estime la pose  ${}^{b_0}\mathbf{M}_{ac}$  du porte-avions dans le repère  $\mathcal{F}_{b_0}$  de l'avion à plat précédemment introduit dans la Section 2.2.2, par l'équation suivante :

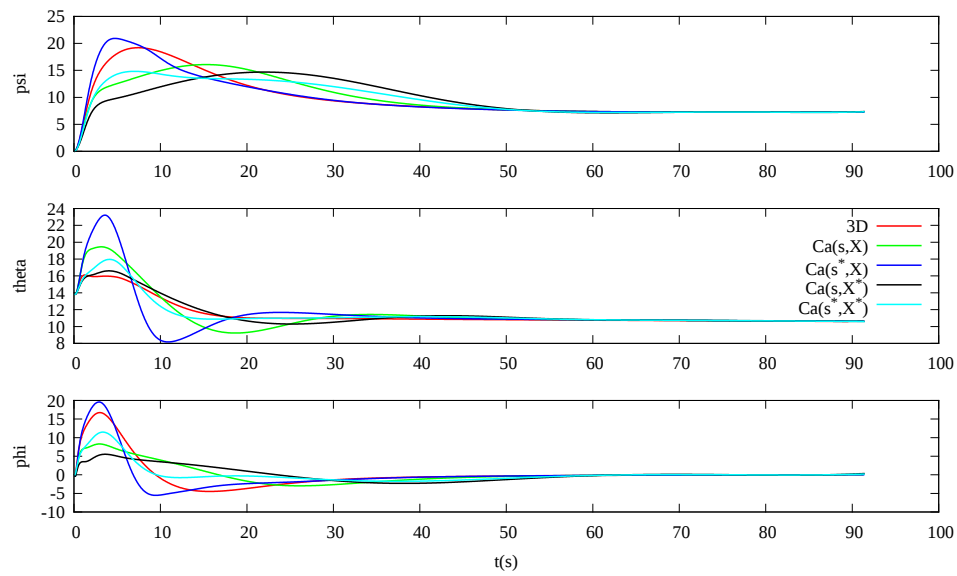
$${}^{b_0}\mathbf{M}_{ac} = {}^{b_0}\mathbf{M}_b(\phi, \theta) {}^{b}\mathbf{M}_{c_v} {}^{c_v}\mathbf{M}_i {}^i\mathbf{M}_{ac} \quad (3.95)$$

où  ${}^i\mathbf{M}_{ac}$  et  ${}^b\mathbf{M}_{c_v}$  sont respectivement la pose du centre du porte-avions dans le repère du point d'impact  $\mathcal{F}_i$  et la pose de la caméra  $c_v$  dans le repère de l'avion  $\mathcal{F}_b$  tout deux connues et constants.

De  ${}^{b_0}\mathbf{M}_{ac}$  sont extraits l'attitude du porte-avions dans le repère à plat  $\mathcal{F}_{b_0}$ . La pose du porte-avions virtuel à plat  ${}^{b_0}\mathbf{M}_{ac_0}$  est calculée en considérant les angles de roulis  $\phi_{ac}^0$  et de



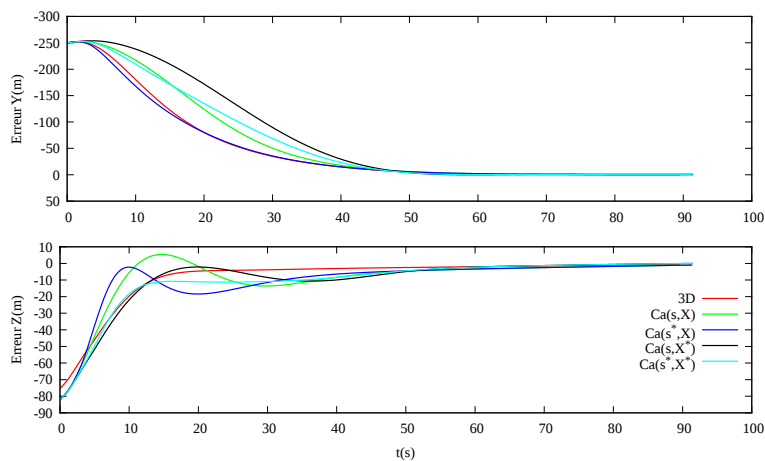
(a) Trajectoires (m)



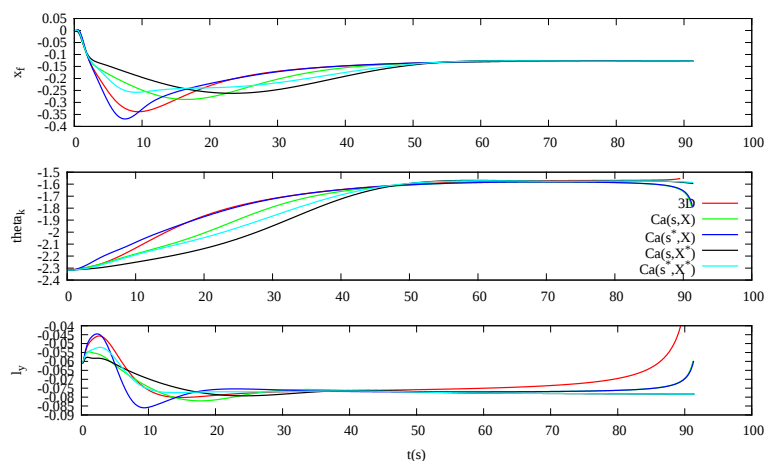
(b) Angles (deg)

FIGURE 3.27 – Porte-avions mouvant et vent. Prise en compte du vent sur le pont. Primitives  $s$  avec les commandes  $C_a$ . Erreurs initiales latérale et verticale de  $-250\text{m}$  et de  $-80\text{m}$ .

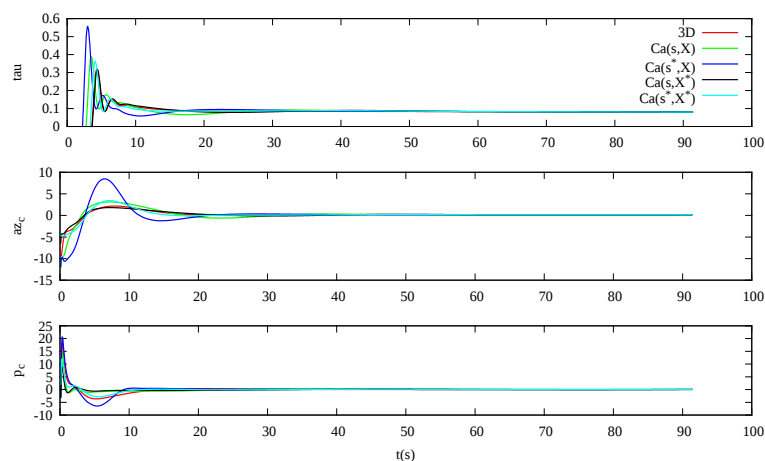




(a) Erreurs latérale et verticale (m)



(b) Primitives



(c) Commandes

FIGURE 3.28 – Porte-avions mouvant et vent. Prise en compte du vent sur le pont. Primitives  $s$  avec les commandes  $C_a$ . Erreurs initiales latérale et verticale de -250m et de -80m.

tangage  $\theta_{ac}^0$  mis à zéro. Ainsi la pose  ${}^c\mathbf{M}_{i_0}$  du point d'impact du porte-avions à plat dans le repère  $\mathcal{F}_{c_v}$  est déterminée par :

$${}^c\mathbf{M}_{i_0} = {}^c\mathbf{M}_b {}^b\mathbf{M}_b(\phi, \theta)^{-1} {}^b\mathbf{M}_{ac_0}(\phi_{ac}^0, \theta_{ac}^0) {}^i\mathbf{M}_{ac}^{-1} \quad (3.96)$$

Cette pose  ${}^c\mathbf{M}_{i_0}$  sera utilisée pour calculer les primitives visuelles non influencées par les mouvements de rotation du navire.

**Méthode 3D basée sur l'homographie du suivi 2D.** Le suivi 2D, présenté Section 2.3.2.2, procure l'homographie entre le *patch* de l'image de référence et celui de l'image courante. Cette méthode d'annulation de la rotation du porte-avions reprend la reconstruction de la pose  ${}^c\mathbf{M}_{c_v^r}$ , présentée Section 3.3.1.2. Elle utilise la décomposition de l'homographie  ${}^c\mathbf{H}_{c_v^r}$  du plan  $\mathcal{P}({}^c\mathbf{n}, {}^c\mathbf{d})$  et la pose connue  ${}^c\mathbf{M}_i$ , entre le point d'impact et le repère de la caméra virtuelle de référence  $\mathcal{F}_{c_v^r}$ .

On peut ainsi déterminer la pose  ${}^b\mathbf{M}_{ac}$  du porte-avions dans le repère  $\mathcal{F}_{b_0}$  :

$${}^b\mathbf{M}_{ac} = {}^b\mathbf{M}_b {}^b\mathbf{M}_{c_v} {}^c\mathbf{M}_{c_v^r} {}^c\mathbf{M}_i {}^i\mathbf{M}_{ac} \quad (3.97)$$

De la même manière que dans le paragraphe précédent,  ${}^b\mathbf{M}_{ac_0}$  est ensuite calculée en considérant les angles de roulis  $\phi_{ac}$  et de tangage  $\theta_{ac}$  du navire mis à zéro. En inversant l'équation précédente avec  ${}^b\mathbf{M}_{ac_0}$ , on obtient la pose tenant compte de l'annulation du mouvement de rotation du porte-avions  ${}^c\mathbf{M}_{c_v^r}$ , pour laquelle l'homographie  ${}^c\mathbf{H}_{c_v^r}$  est construite et utilisée pour calculer les primitives visuelles non influencées par les mouvements de rotation.

La remarque de la la Section 3.3.1.2 s'applique aussi dans cette méthode. En effet, on part d'un suivi 2D pour reconstruire la pose 3D et pour ensuite revenir à une transformation 2D. Néanmoins, cette méthode ne présente pas d'approximation et utilise seulement les données disponibles.

**Méthode 2D.** Les méthodes précédentes nécessitent de remonter à l'attitude du porte-avions à l'aide de la pose du porte-avions dans le repère avion. La méthode 2D, présentée maintenant, n'utilise que des primitives visuelles 2D et les capteurs de l'avion pour assurer l'annulation du mouvement du navire. Elle est basée sur le fait que les primitives visuelles utilisées pour la commande reposent sur des points 3D liés au pont du navire. On note que les points  $l$ ,  $i$  et  $r$ , projections dans l'image de points 3D appartenant au pont (illustrés Fig. 3.8) ne sont que faiblement modifiés par une variation de l'attitude du porte-avions car ces points 3D sont situés près du centre de gravité du porte-avions. Au contraire, le point de fuite est considérablement affecté par l'attitude du navire du fait que l'angle d'observation entre la caméra et le pont soit très faible.

Basé sur ce fait, la méthode 2D d'annulation du mouvement du porte-avions consiste à calculer un point de fuite stabilisé afin de déterminer des primitives stabilisées qui seront ensuite employées par la commande. Ce point de fuite stabilisé est calculé par :

$$x_f^0 = \frac{{}^c r_{11}}{{}^c r_{31}} ; y_f^0 = \frac{{}^c r_{21}}{{}^c r_{31}} \quad (3.98)$$

où  ${}^c r_{ij}$  est l'élément situé à la  $i$ -ème ligne et à la  $j$ -ème colonne de la matrice de rotation  ${}^c\mathbf{R}_{i_0} = \mathbf{R}_{\theta_{c_v}} \mathbf{R}_{\phi} \mathbf{R}_{\theta} \mathbf{R}_{\psi_r}$ . Le cap relatif  $\psi_r$  entre le navire et l'avion est approximé par

l'équation (3.90),  $\theta$  et  $\phi$  sont les angles de tangage et de roulis de l'avion et  $\theta_{c_v}$  est l'angle de *tilt* constant et connu de la caméra virtuelle.

Utilisant ce point de fuite stabilisé, les primitives  $\mathbf{s}^0$  utilisées par la commande sont calculées :

$$\mathbf{s}^0 = (x_f^0, \theta_k^0, l_y^0) \quad (3.99)$$

où les primitives  $\theta_k^0$  et  $l_y^0$  sont calculées à l'aide du point de fuite stabilisé et des autres primitives présentées en Section 3.3.2.2 :

$$\begin{cases} \theta_k^0 &= \tan^{-1}\left(\frac{y_f^0 - y_i}{x_f^0 - x_i}\right) - \theta_p \\ l_y^0 &= y_f^0 - y_i \end{cases} \quad (3.100)$$

Cette méthode ne nécessite pas de remonter aux angles du navire tout en assurant l'annulation du mouvement du porte-avions.

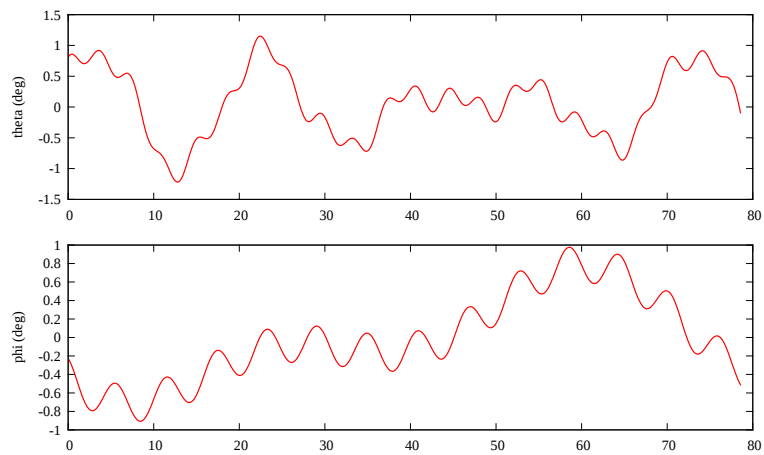
**Résultats sur porte-avions mouvant,  $e_l = -100m$  et  $e_v = -80m$ .** La commande employée est de type  $\mathbf{C}_a(\mathbf{s}, X)$  et les méthodes présentées sont l'approche 3D utilisant le suivi 3D et l'approche 2D. Le porte-avions se déplace à une vitesse de 10.8m/s avec un vent de 5m/s orienté d'un angle de 5 degrés par rapport à la piste. Il est soumis à une mer formée qui provoque des oscillations sur ses angles de roulis et de tangage, illustrées Fig. 3.29a. Nous possédons des relevés d'angles de porte-avions, mais seulement avec des valeurs faibles. Afin d'illustrer l'effet des mouvements du porte-avions, dans cette simulation, les courbes d'attitude ont été construites par un assemblage de sinusoides en se basant sur les relevés pré-cités pour créer une mer formée. Comme la commande se base sur des informations visuelles calculées à l'aide de points liés au navire, des mouvements, ici de rotations, se répercutent sur la trajectoire suivie, comme illustré Figs. 3.29b et 3.29b. Les variations des angles du porte-avions peuvent sembler faibles mais entraînent des oscillations conséquentes sur les trajectoires latérale et verticale. On peut notamment voir la relation directe entre les oscillations de l'angle de tangage du porte-avions et celles de la distance  $l_y$ .

Les méthodes 2D et 3D donnent des résultats similaires concernant l'annulation des mouvements de rotation durant l'approche comme on peut le voir sur les trajectoires de la Fig. 3.29b qui sont très proches. Cela provient du fait que les primitives stabilisées de la Fig. 3.29b sont très proches pour les deux méthodes. On notera de légères différences pour  $x_f$  dans les 30 premières secondes et pour  $l_y$  à la fin de la simulation. Cependant, ces différences ne remettent pas en cause l'efficacité de la méthode 2D d'annulation. Ainsi, considérer un porte-avions virtuel à plat à l'aide des mesures de vision permet d'annuler la rotation du navire.

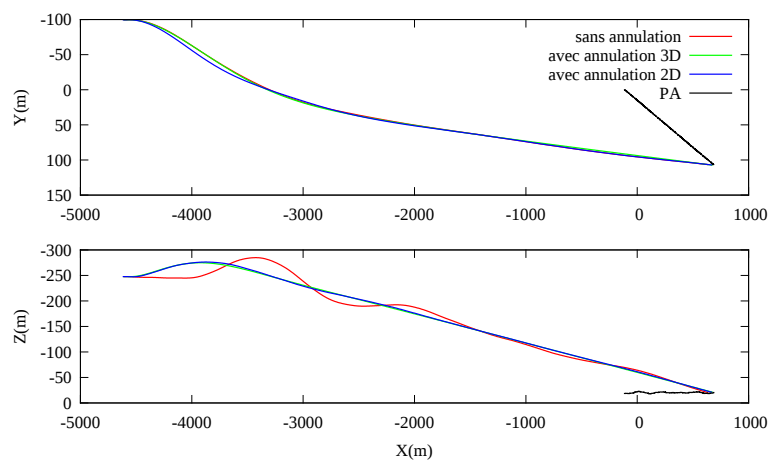
Durant la majeure partie de l'approche, cette méthode permet à l'avion de ne pas être influencé par les mouvements de rotation du navire. Toutefois, dans les derniers instants de la trajectoire, l'attitude du porte-avions doit être prise en compte afin de respecter les conditions de sécurité de l'appontage.

### 3.3.4.3 Prédiction du mouvement du porte-avions

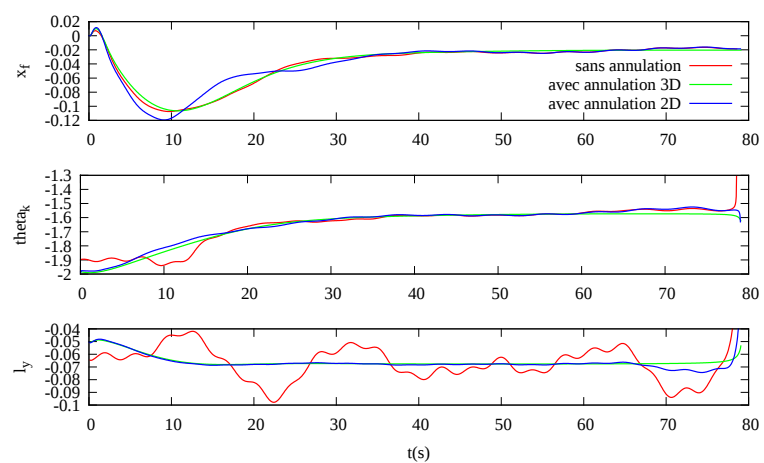
Dans la partie précédente, les mouvements de rotation ne devaient pas provoquer d'oscillations sur la trajectoire de l'avion. Pour arriver à cet objectif, on considérerait un porte-avions à



(a) Angles du PA



(b) Trajectoires (m)



(c) Primitives

FIGURE 3.29 – Illustration de l'effet des mouvements d'attitude sur la commande.

plat. Cependant, les mouvements de rotation du porte-avions engendrent des effets non négligeables : par exemple, un angle de tangage de 1 degré provoque un mouvement vertical de la poupe d'environ 2 mètres [Loeb 1970]. Pour respecter la contrainte de hauteur de garde, présentée en section 1.3.1, les mouvements de rotation doivent donc être pris en compte dans la phase terminale. Pour cela, la méthode adoptée consistera tout d'abord en l'identification des paramètres d'un modèle caractérisant le mouvement du navire durant la phase d'approche utilisant l'estimation de l'attitude du porte-avions par la vision. Lorsque l'avion sera à un certain temps  $t_f$  de l'appontage (ici fixé à 20s pour assurer la convergence de l'avion sur sa nouvelle trajectoire), la prédiction des angles de tangage  $\hat{\theta}_{ac}^f$  et de roulis  $\hat{\phi}_{ac}^f$  au moment de l'impact de l'avion sur le pont servira à mettre à jour les consignes de la commande, comme cela a pu être fait dans [Loeb 1970, Vu 1991].

**Identification et prédiction à  $t_f$  de l'impact.** De nombreuses méthodes ont été appliquées à l'identification de modèles de mouvement de navire. Les plus simples reposent sur des modèles auto-régressifs prenant ou non en compte des mesures de vagues comme entrées du système [Yumori 1981]. [Yang 2011a] étudie le mouvement d'un bâtiment sous la forme d'une somme d'exponentielles complexes à l'aide la méthode de Prony. [Sidar 1983, Triantafyllou 1983] utilisent un filtre de Kalman nécessitant une connaissance du modèle des vagues, de la réponse du navire ainsi que les bruits d'état et de mesures. [Vu 1991] prédit l'état futur du navire à l'aide d'un modèle des vagues et du navire, tandis que les réseaux de neurones sont évalués par [Khan 2005].

**Identification.** Dans notre application, on suppose ne détenir que peu d'informations sur l'état de la mer et la réponse dynamique du navire. C'est pourquoi la prédiction des angles de tangage et de roulis du porte-avions se base sur une identification *online* d'un modèle à  $p$  paramètres décrivant la dynamique du porte-avions. L'identification de chacun des angles est effectuée de manière indépendante. On considère la mesure  $y(k)$  à l'instant courant fourni par la vision, liée aux  $p$  anciennes mesures par les paramètres  $a_i$ ,  $i = 1, \dots, p$  :

$$y(k) = a_1 y(k-1) + \dots + a_p y(k-p) \quad (3.101)$$

Utilisant  $N$  mesures de la vision affectées d'une erreur  $\epsilon$ , le problème d'estimation des  $p$  paramètres est mis sous la forme d'une régression linéaire [Longchamp 2010] :

$$\mathbf{y}(k) = \Phi(k) \boldsymbol{\theta} + \boldsymbol{\epsilon}(k) \quad (3.102)$$

où  $\mathbf{y}(k) \in \mathbb{R}^N$  est le vecteur de mesures d'un angle issue de la vision,  $\boldsymbol{\theta} \in \mathbb{R}^p$  le vecteur de paramètres  $\mathbf{a} = (a_1, \dots, a_p)$  à estimer,  $\Phi(k) \in \mathbb{R}^{N \times p}$  la matrice d'observation et  $\boldsymbol{\epsilon}(k) \in \mathbb{R}^N$  le vecteur d'erreurs.  $k$  étant le dernier instant d'échantillonnage.

La méthode de résolution employée est celle des moindres carrés pondérés, donnée par l'équation :

$$\hat{\boldsymbol{\theta}}(k) = (\Phi^\top(k) \mathbf{W}(k) \Phi(k))^{-1} \Phi^\top(k) \mathbf{W}(k) \mathbf{y}(k) \quad (3.103)$$

où  $\mathbf{W}(k) \in \mathbb{R}^{N \times N}$  est la matrice diagonale de pondération dont le  $i$ -ème élément est défini par  $\lambda^{N-i}$  avec le facteur d'oubli  $\lambda$ . Cette matrice est usuellement employée pour les systèmes dont la dynamique varie lentement afin de renforcer l'importance des dernières mesures sur les anciennes. Pour notre application, on considère la dynamique du navire constante sur la durée

de l'identification. La matrice  $\mathbf{W}$  a néanmoins son utilité pour accorder moins d'importance aux mesures les plus anciennes, effectuées loin du porte-avions et donc plus bruitées que les mesures récentes et proches.

En pratique, ce filtre est implémenté en tant que filtre à mémoire fixe calculé sur une fenêtre glissante. L'ordre du modèle a été fixé à 15 permettant de représenter la dynamique de la houle et la réponse du navire de manière suffisamment fine pour prédire les futures valeurs sur un horizon de temps court. Du fait de la dynamique lente du porte-avions, la période d'échantillonnage choisie est d'une seconde. Quarante mesures d'angles provenant de la pose  ${}^{b_0}\mathbf{M}_{ac}$ , définie précédemment, sont employées pour l'identification. Lors de l'inversion du produit  $\Phi^\top(k) \mathbf{W}(k) \Phi(k)$ , un seuillage est effectué sur les valeurs propres inférieures à une valeur limite  $\epsilon_0$ , afin de prévenir d'une divergence de l'estimation, venant d'un manque d'excitation du système. On notera qu'une méthode utilisant les primitives 2D de l'image a aussi été étudiée. Elle utilisait la différence  $y_f^0 - y_f$  pour mesurer l'angle de tangage  $\theta_{ac}$ . Cette méthode n'était cependant pas assez précise pour permettre une identification de cet angle en cas de mouvement de roulis du navire.

**Prédiction.** La future valeur de l'angle considéré est déterminée par prédiction linéaire de l'équation (3.101) à l'aide des paramètres estimés du modèle  $\hat{\boldsymbol{\theta}}$  et des mesures précédentes  $\Phi(k)$ , réécrite sous forme matricielle :

$$\hat{y}(k) = \Phi^\top(k) \hat{\boldsymbol{\theta}} \quad (3.104)$$

où  $\Phi(k) = [y(k-1), \dots, y(k-p)]^\top$ . Ce processus est répété le nombre de fois nécessaire pour atteindre la prédiction de l'instant de l'impact. Cette prédiction fournit donc les angles de tangage  $\hat{\theta}_{ac}^f$  et de roulis  $\hat{\phi}_{ac}^f$  au moment de l'impact de l'avion sur le pont.

**Mise à jour des consignes de la commande.** [Vu 1991] étudie les contraintes que doit respecter un avion lors d'un appontage : hauteur de passage suffisante à la poupe, vitesse verticale à l'impact, précision de l'impact sur le pont et vitesse aérodynamique dans le domaine de vol. Ces deux dernières contraintes ne concernent pas la mise à jour des consignes, car la vitesse aérodynamique et la précision de l'impact sont contrôlées nativement par la commande par retour d'état. La contrainte que l'on considère pour la mise à jour des consignes de vol est la hauteur nominale  $h_n$  de passage à la poupe de l'ordre de trois mètres pour le Rafale [Vu 1991]. On ne considère pas que la contrainte de vitesse maximale  $V_z^m$ , admissible par le train d'atterrissage, soit dimensionnante dans notre cas, comme cela a été montré dans [Vu 1991].

Comme cela peut être déterminé à l'aide de la Fig. 3.30, l'estimation du temps  $t_i$  avant impact est donnée par  $t_i = \frac{L_d}{l_x} \frac{\sin \gamma_0}{V \sin \gamma^*}$  où  $L_d$  et  $l_x$  sont les largeurs de la piste du porte-avions dans l'espace 3D (connue) et dans l'image,  $V$  la vitesse aérodynamique de l'avion,  $\gamma^*$  la pente aérodynamique désirée précédemment définie en Section 3.3.1.1 et  $\gamma_0$  la pente par rapport au porte-avions. Lorsque  $t_i$  passe le seuil  $t_f$  (ici fixé à 20s), la prédiction  $\hat{\theta}_{ac}^f$  de l'angle de tangage du porte-avions est calculée.

Pour passer la poupe, les primitives visuelles  $\mathbf{s}$  sont alors calculées pour la pose  ${}^{c_v}\mathbf{M}_i(\hat{\theta}_{ac}^f)$  considérant le porte-avions à son angle de tangage prédit  $\hat{\theta}_{ac}^f$  alors qu'elles étaient précédemment calculées pour  $\theta_{ac} = 0$  pour annuler les mouvements du porte-avions, comme on a pu le voir dans la section précédente. Concernant la pente par rapport au porte-avions à plat que

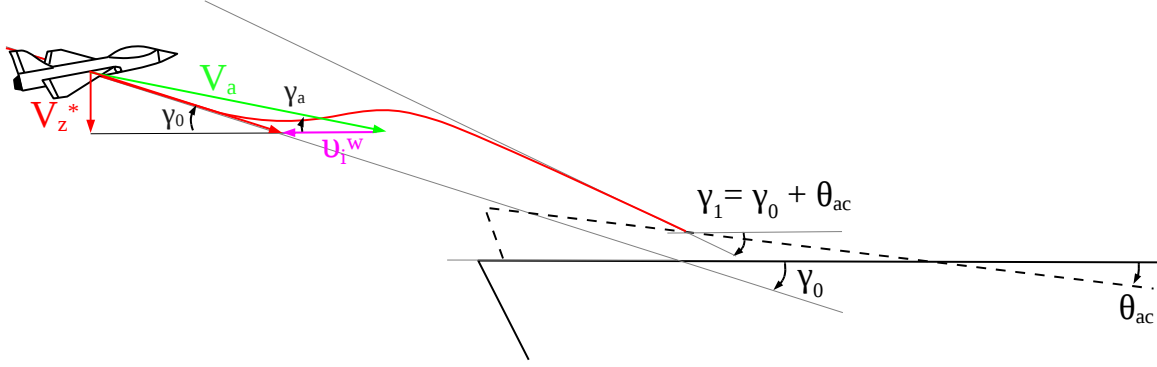


FIGURE 3.30 – Principe de mise à jour de la consigne à partir de l'estimation de l'angle de tangage du porte-avions.

l'on souhaite dorénavant suivre, elle est égale à  $\gamma_1^* = \gamma_0 + \theta_{ac}$ , comme illustré Fig. 3.30. On a toujours un vent sur le pont d'une vitesse de composante  $b_i u_i^w$  dans l'axe de la piste. Comme illustré Fig. 3.30, la pente aérodynamique  $\gamma^*$  que l'avion doit suivre a pour expression :

$$\gamma^* = \arcsin\left(\frac{\sqrt{V^2 - V_z^{*2}} - b_i u_i^w}{V} \tan \gamma_1^*\right) \quad (3.105)$$

avec  $V_z^*$  la vitesse verticale désirée et  $V$  la vitesse aérodynamique. Cette consigne est introduite dans la commande par l'angle de tangage  $\theta^*$  désiré :

$$\theta^* = \alpha^* + \gamma^* \quad (3.106)$$

où  $\alpha^*$  est l'angle d'incidence désiré.

**Porte-avions mouvant et vent**,  $e_l = -250m$  et  $e_v = -80m$ . Le porte-avions se déplace à une vitesse de 10.8m/s avec un vent de 5m/s orienté d'un angle de 5 degrés par rapport à la piste. Il est soumis à une mer formée qui provoque les oscillations en tangage présentées Fig. 3.31a et engendrant des variations en altitude du point d'impact (Fig. 3.31b). Comme précédemment l'angle de tangage est construit par une somme de sinusoïdes, représentative d'un mouvement de porte-avions par mer formée. On considère ici le cas d'un porte-avions américain de classe Nimitz et qui sera employé pour les simulations avec traitement d'images, présentées dans la Section 3.4. La commande employée est de type  $C_a(s, X)$  puisqu'elle présente un bon temps de réaction sans trop solliciter les actionneurs, le vent sur le pont est pris en compte et les mouvements du porte-avions sont annulés jusqu'à vingt secondes avant l'impact, au moment où la prédiction est effectuée, comme on peut le voir à 68s sur les Figs. 3.31 et 3.32. Le comportement de la loi de commande durant la première partie de la simulation a été abordée dans la section précédente. La prédiction à 20s de l'angle de tangage peut être considérée bonne d'après la Fig. 3.31a. On remarque la prise en compte des consignes à 68s sur les Figs. 3.32c et liées aux variations des primitives (Fig. 3.32b). La Fig. 3.31c illustre l'impact de la roue dans le repère lié au point d'impact. On peut noter une très faible dispersion, la roue impacte à 2.5m avant le point visé, ce qui correspond à une bonne performance sachant que les quatre brins de la piste se situent à -18,-6,6 et 18m du point d'impact désiré. Cette faible erreur finale en position explique la divergence des primitives  $\theta_k$  et  $l_y$  de la Fig. 3.32b.



Cette partie du document a étudié les effets du vent et des mouvements du porte-avions dans la tâche d'appontage et a proposé des solutions pour les prendre en compte dans la loi de commande. Durant l'approche, la composition de l'avancement du navire et du vent naturel induisent un vent sur le pont dont la vitesse est estimée pour calculer les consignes désirées de la commande. De même, les mouvements de rotation du porte-avions sont annulés pour éviter les oscillations de l'avion autour de sa trajectoire de descente. Lors de la phase finale, les mouvements de rotation du navire sont prédits pour déterminer les consignes permettant un appontage dans les conditions de sécurité, par mer formée. La partie suivante s'intéresse à l'étude des lois de commande pour un grand nombre de positions initiales.

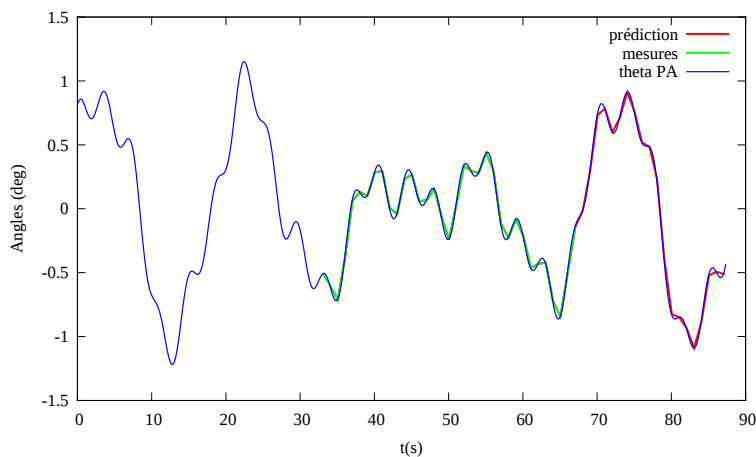
### 3.3.5 Comparaison des lois de commande

Cette section aborde une étude plus systématique des lois de commande présentées en Section 3.3.3.1. Les primitives visuelles sont simulées. Le principe de cette étude est illustrée Fig. 3.33 et consiste à démarrer le début de la simulation depuis trois distances du porte-avions en faisant varier les erreurs latérales et verticales initiales. Pour chaque simulation, une analyse automatique basée sur des valeurs de test reportées dans le tableau 3.1 est effectuée. Les valeurs de test indicées  $m$  correspondent aux valeurs maximales que peut prendre une variable tandis que les indicées  $f$  correspondent à la valeur finale à l'impact. Un dernier test est effectué sur l'erreur de distance sur l'axe  $x$  du pont pour vérifier que la loi de commande n'a pas divergé. Ce test est représenté sur la Fig. 3.34 par Div. La valeur de test concernant la position finale  $X_f$  a été choisie par l'emplacement des brins d'arrêt sur le porte-avions Nimitz qui est de 18m avant et après le point d'impact désiré. Pour cette étude, le porte-avions avance à une vitesse de 10.8m/s par un vent naturel orienté dans l'axe de la piste d'une vitesse de 2.5m/s, créant ainsi un vent sur le pont d'une vitesse de 13.3m/s. Le navire étant soumis à l'état de la mer, la prédiction est utilisée pour mettre à jour les consignes désirées. Au moment de l'impact, l'angle de tangage du porte-avions sera respectivement d'environ -0.5, -1 et -0.2deg pour les simulations partant de 7400, 4500 et 1600m du navire.

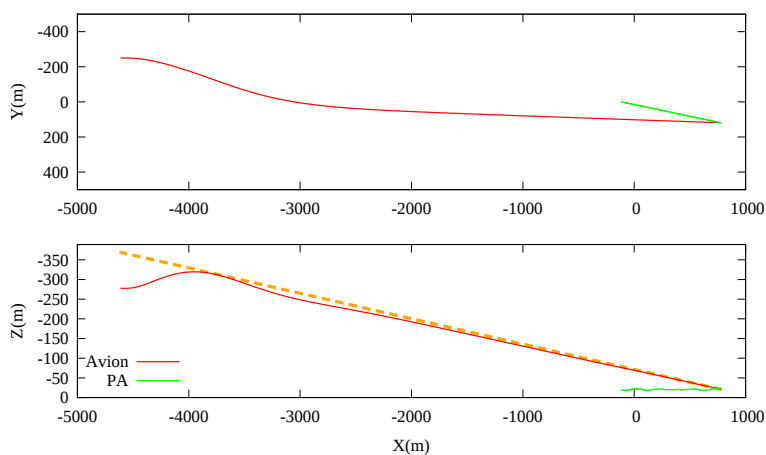
Comme dans le cas des simulations de la Section 3.3.3.1,  $X^*$  est réglé à -3000m. On rappelle que la matrice de gains  $\mathbf{K}$  reste la même quelle que soit la loi de commande. La Fig. 3.34 reprend le résultat de chaque test et indique le dépassement des valeurs de test par la présence d'un carré de couleur. Leur taille est proportionnelle à l'importance attribuée à la valeur de test considérée. Ainsi la divergence de la loi de commande est considérée plus importante que le dépassement de la valeur maximale de  $\psi$ .

Le comportement du système avec la loi de commande  $\mathbf{C}_a(\mathbf{s}, X)$  est celui qui partage le plus de similarité avec la loi de commande 3D. Pour les simulations démarrant aux distances de -7400m et -4500m du porte-avions, présentées Figs. 3.34e et 3.34d, cette loi présente même de meilleures propriétés que la commande 3D en engendrant des valeurs de cap et roulis plus faibles. Par contre, pour la position initiale de -1600m, l'erreur latérale à l'impact est de l'ordre de 2.5m pour les points de départ avec des erreurs latérales importantes, comme illustré Fig. 3.34f. Le profil asymétrique de l'erreur autour de zéro provient de la vitesse du navire.

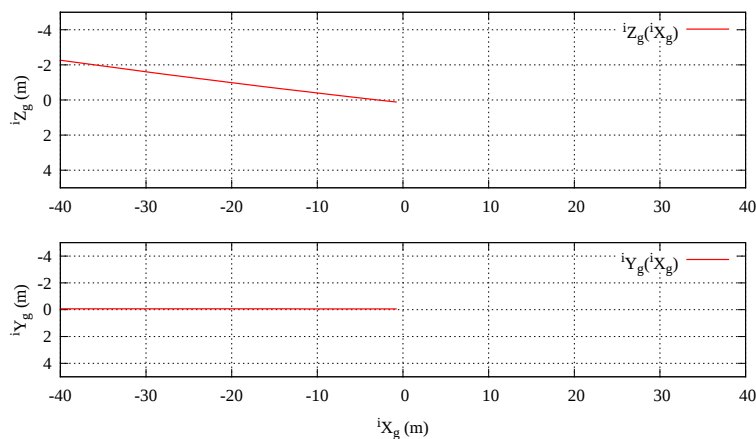
Pour la distance de départ de -4500m, illustrée Fig. 3.34h, la commande  $\mathbf{C}_a(\mathbf{s}^*, X)$  est comparable à la loi 3D et à  $\mathbf{C}_a(\mathbf{s}, X)$ . Comme  $\mathbf{C}_a(\mathbf{s}, X)$ , elle ne respecte pas la contrainte d'erreur latérale pour des erreurs latérales initiales importantes de certaines simulations illus-



(a) Angle de tangage du porte-avions et prédiction

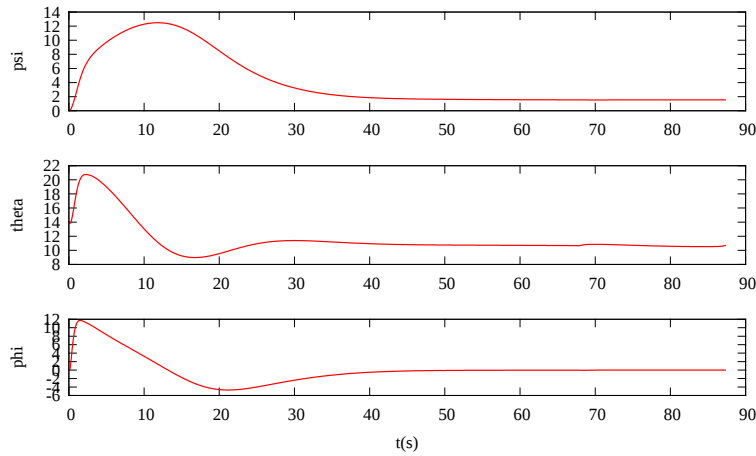


(b) Trajectoires

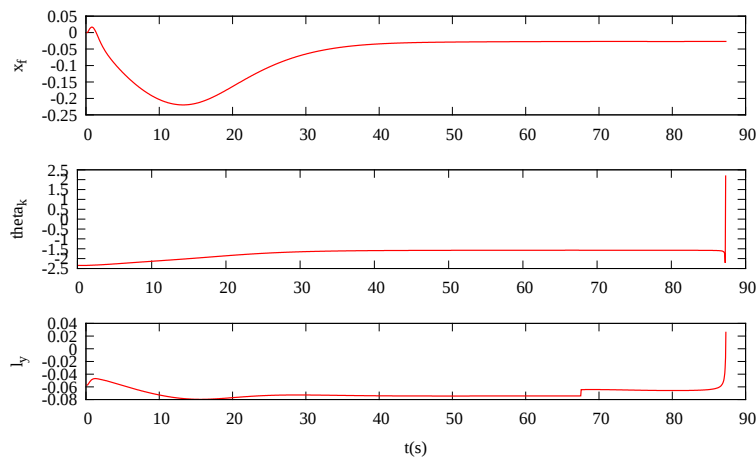


(c) Impact du train d'atterrissage sur la piste

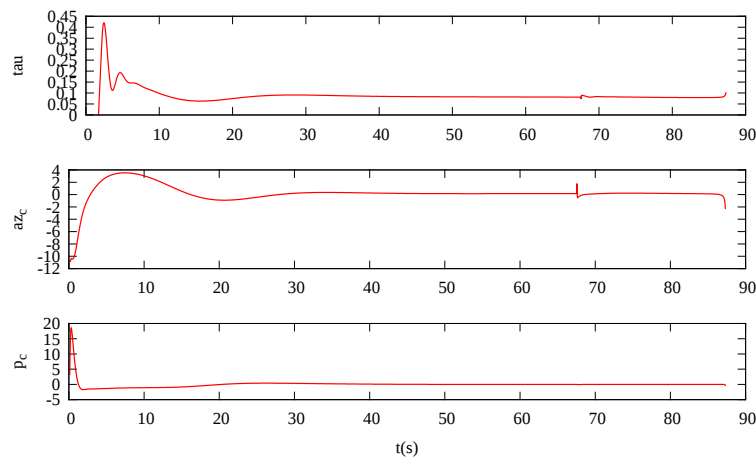
FIGURE 3.31 – Porte-avions mouvant et vent. Prédiction de l'angle de tangage à l'impact. Primitives  $\mathbf{s}$  avec la commande  $\mathbf{C}_a(\mathbf{s}, \mathbf{X})$ . Erreurs initiales latérale et verticale de -250m et de -80m.



(a) Angles



(b) Primitives



(c) Commandes

FIGURE 3.32 – Porte-avions mouvant et vent. Prédiction de l'angle de tangage à l'impact. Primitives  $s$  avec la commande  $C_a(s, X)$ . Erreurs initiales latérale et verticale de -250m et de -80m.

Variable	Valeur absolue de test
$\psi_m$	15deg
$\phi_m$	15deg
$a_{z_m}$	$10m/s^2$
$p_{c_m}$	15deg/s
$\psi_f$	4deg
$\phi_f$	3deg
$X_f$	18m
$Y_f$	1.5m

TABLE 3.1 – Valeurs de test pour l'étude systématique.

trées Fig. 3.34i. En effet, comme on a pu le voir en Section 3.3.3.1, cette loi de commande engendre des valeurs importantes sur les actionneurs provoquant des variations d'attitude conséquentes. Pour la simulation présentée Fig. 3.34g, ces variations engendrent un roulis très important conduisant à une distance  $l_y$  passant par zéro et une faillite de la loi de commande pour les positions initiales avec des erreurs latérales supérieures à 400m.

Pour les simulations partant de -7400m et -4500m, illustrées par les Figs. 3.34j, 3.34k, 3.34m et 3.34n, les lois de commandes  $\mathbf{C}_a(\mathbf{s}^*, X^*)$  et  $\mathbf{C}_a(\mathbf{s}, X^*)$  sont celles engendrant les consignes de l'avion les plus faibles, comme on avait déjà pu l'appréhender en Section 3.3.3.1. En effet, le dépassement en accélération normale a seulement lieu à convergence du fait d'une petite erreur résiduelle en position mais qui ne remet pas en cause l'appontage. Pour le réglage de  $X^*$  à -3000m, pour les simulations partant de -1600m (Figs. 3.34l et 3.34o), les lois  $\mathbf{C}_a(\mathbf{s}^*, X^*)$  et  $\mathbf{C}_a(\mathbf{s}, X^*)$  sont caractérisées par une importante instabilité lorsque les erreurs verticale et latérale initiales sont trop grandes. Ce comportement provient de  $X^*$  qui agit comme un coefficient augmentant les gains de la matrice  $\mathbf{K}$  liés aux erreurs verticales et latérales. Bien entendu, ce comportement est considérablement modifié en fonction du choix de  $X^*$ . Ce choix pourrait être effectué en fonction d'une estimation du point de départ.

D'après l'analyse effectuée, la loi de commande  $\mathbf{C}_a(\mathbf{s}, X)$  est une loi qui permet d'obtenir un comportement similaire à celui de la commande 3D pour laquelle les gains de la matrice  $\mathbf{K}$  ont été calculés. Elle ne diverge pas comme  $\mathbf{C}_a(\mathbf{s}^*, X)$  lorsque l'erreur latérale est importante et permet de conserver la stabilité du système bouclé le long de la trajectoire, ce qui n'est pas le cas de  $\mathbf{C}_a(\mathbf{s}^*, X^*)$  et  $\mathbf{C}_a(\mathbf{s}, X^*)$ .

Cette étude faisant varier la position de départ a permis de définir de manière plus précise le comportement du système bouclé induit par les lois de commande présentées dans les sections précédentes. La partie suivante s'intéressera à la commande des degrés de liberté de la caméra, chargée de centrer le porte-avions dans l'image pour que la vision réalise ses fonctions de détection et de suivi.

### 3.3.6 Commande de l'orientation de la caméra réelle $c$

Sur les avions de combat, les optiques compatibles à l'application d'appontage automatique par asservissement visuel sont celles des pods de désignation et des IRST, présentés en Section

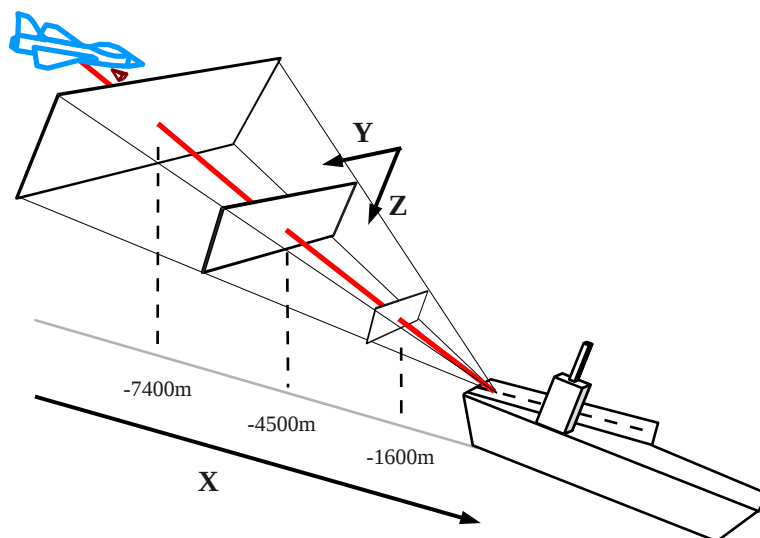


FIGURE 3.33 – Principe de l'étude systématique

1.4.5 et modélisés en Section 3.3.1.2. On souhaite commander la tourelle afin de centrer le point  $z$ , projection de la base de la mire dans l'image, illustré Fig. 3.35. Cette tâche ayant lieu dans l'image fournie par la caméra réelle  $c$ , elle est étudiée indépendamment de celle de l'approche, qui utilise la caméra virtuelle  $c_v$ . Commander une caméra pour centrer un point dans l'image est la tâche la plus basique de l'asservissement visuel [Gilbert 1980, Murray 1994]. Toutefois, du fait du très faible angle de vue du capteur (1 à 4 degrés) et des vitesses de rotation de l'avion, pouvant être importantes, il est intéressant de prendre en compte les mesures de la centrale inertielle de l'avion pour stabiliser la tourelle en complément des mesures de vision. En effet, plus la commande de la caméra sera efficacement réalisée, aboutissant à une image stabilisée, plus le suivi visuel sera performant. Cette méthode correspond, par exemple, à l'utilisation native des pods de désignation, consistant à commander une tourelle associant un laser et une caméra pour désigner une cible afin de guider une bombe par laser [Moir 2006, Masten 2008]. La commande des degrés de liberté des caméras s'effectue par leurs angles d'Euler, suivant leurs architectures respectives, modélisées Section 3.3.1.2. La dynamique associée aux mécanismes de pointage de ces caméras est approximée à celle d'un intégrateur pur. Cette section s'attache à présenter la commande pour différentes architectures de caméras et en utilisant, soit la pose 3D (Section 3.3.6.1), soit des primitives 2D (Section 3.3.6.2).

### 3.3.6.1 Méthode géométrique basée sur la pose

Dans cette méthode, on suppose que le suivi procure une pose  ${}^c\mathbf{M}_i$  entre le point d'impact et la caméra  $c$ . En décomposant cette pose, il est possible de calculer les angles des degrés de liberté associés à la matrice de rotation  ${}^c\mathbf{R}_b$ , présentée en Section 3.3.1.2, afin que la projection de la base de la mire soit au centre de l'image. En effet, la position désirée de ce point dans l'image va contraindre les deux degrés de liberté des optiques. Cette méthode est aussi employée pour effectuer le premier centrage à l'aide de la pose provenant du TACAN, présentée en Section 2.2.2.

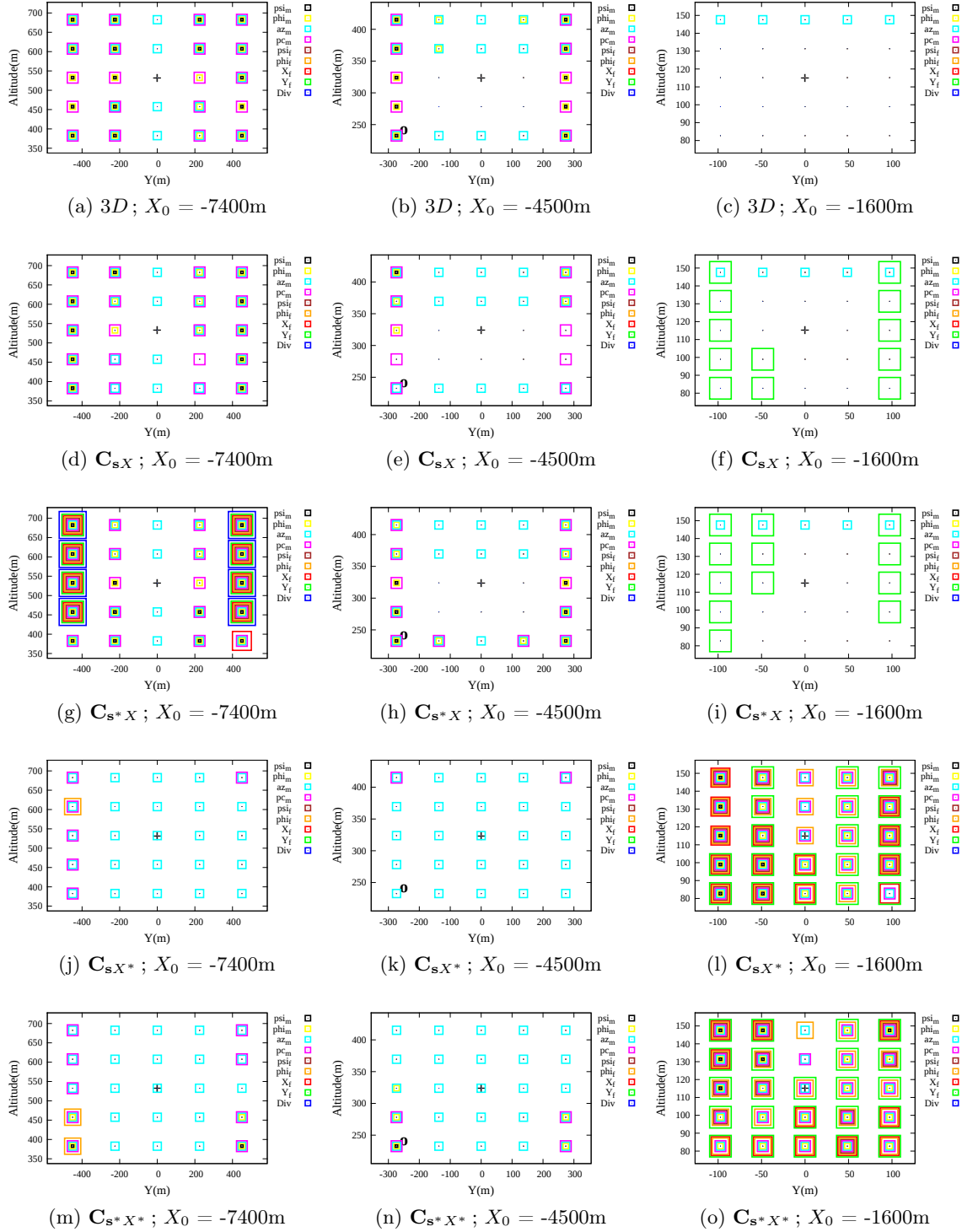


FIGURE 3.34 – Porte-avions mouvant avec prédiction. Analyse des simulations exhaustives pour les différentes commandes  $3D$ ,  $C_{sX}$ ,  $C_{s^*X}$ ,  $C_{sX^*}$  et  $C_{s^*X^*}$

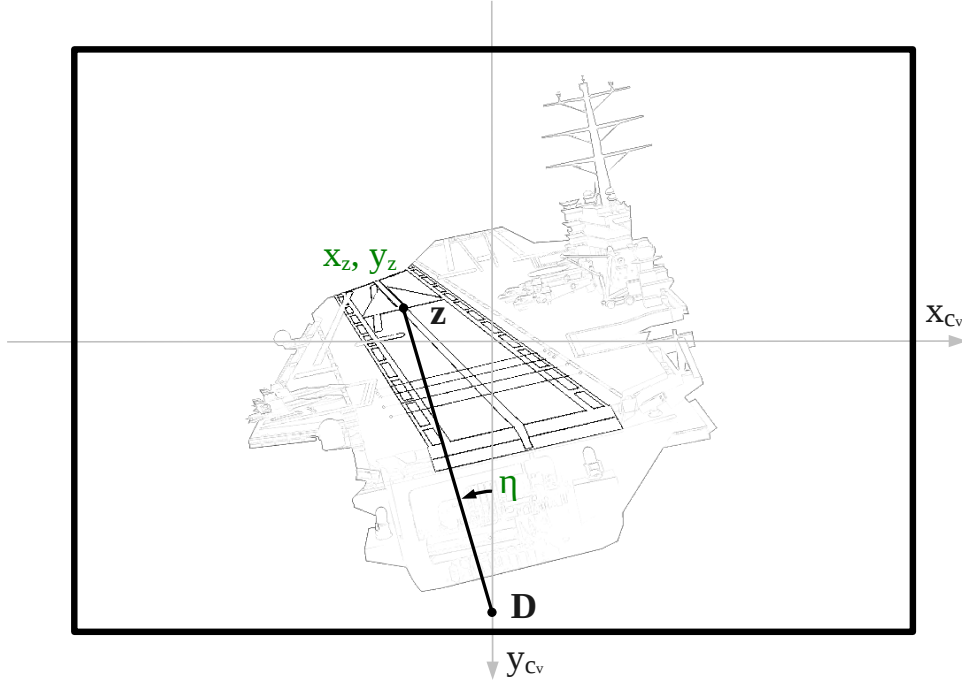


FIGURE 3.35 – La commande 3D ou 2D de l'orientation de l'optique  $c$  a pour tâche de centrer le point  $z$  de la base de la mire dans l'image. La commande 2D de l'optique  $c$ , repose sur le couple  $(x_z, y_z)$  ou  $(\eta, y_z)$ , en fonction de l'architecture de la tourelle.

**Orientation de la caméra et coordonnées du porte-avions dans l'image.** Soit  ${}^i\mathbb{X}$  la représentation par coordonnées homogènes d'un point 3D  $\mathcal{X}$  appartenant au pont dans le repère  $\mathcal{F}_i$ . Ce point  $\mathcal{X}$ , ici la base de la mire, s'exprime en coordonnées homogènes  ${}^c\mathbb{X}$  dans le repère de la caméra  $\mathcal{F}_c$  par :

$${}^c\mathbb{X} = {}^c\mathbf{M}_i {}^i\mathbb{X} \quad (3.107)$$

La pose  ${}^c\mathbf{M}_i$  se décompose avec la pose  ${}^b\mathbf{M}_i$  du point d'impact dans le repère de l'avion  $\mathcal{F}_b$  et la pose  ${}^c\mathbf{M}_b$  de l'avion dans  $\mathcal{F}_c$  :

$${}^c\mathbf{M}_i = {}^c\mathbf{M}_b {}^b\mathbf{M}_i \quad (3.108)$$

Développant ces deux équations, on aboutit aux coordonnées du point  $\mathcal{X}$  dans  $\mathcal{F}_c$  :

$${}^c\mathbf{X} = {}^c\mathbf{R}_b ({}^b\mathbf{R}_i {}^i\mathbf{X} + {}^b\mathbf{t}_i - {}^b\mathbf{t}_c) \quad (3.109)$$

Puisque le vecteur de translation  ${}^b\mathbf{t}_c$  entre les repères  $\mathcal{F}_c$  et  $\mathcal{F}_b$  est connu, on pose :  ${}^b\mathbf{R}_i {}^i\mathbf{X} + {}^b\mathbf{t}_i - {}^b\mathbf{t}_c = [a, \ b, \ c]$ , l'équation précédente devenant :

$${}^c\mathbf{X} = {}^c\mathbf{R}_b \begin{bmatrix} a \\ b \\ c \end{bmatrix} \quad (3.110)$$

Centrer un point du porte-avions dans l'image, implique que ses coordonnées  ${}^c\mathbf{X}^*$  sur les axes  $x_c$  et  $y_c$  sont nulles :  ${}^c\mathbf{X}^* = [0, \ 0, \ {}^cZ]$ .



**Application à la configuration *Pan-Tilt*.** Reprenant la modélisation de la caméra de l'OSF de la Section 3.3.1.2 sa matrice de rotation  ${}^c\mathbf{R}_b$  s'écrit :

$${}^c\mathbf{R}_b = \begin{bmatrix} -s\psi_D & c\psi_D & 0 \\ s\theta_D c\psi_D & s\theta_D s\psi_D & c\theta_D \\ c\theta_D c\psi_D & c\theta_D s\psi_D & -s\theta_D \end{bmatrix} \quad (3.111)$$

L'équation (3.110) est développée pour  ${}^c\mathbf{X}^*$  :

$$\begin{cases} -a s\psi_D + b c\psi_D & = 0 \\ a s\theta_D c\psi_D + b s\theta_D s\psi_D + c c\theta_D & = 0 \\ a c\theta_D c\psi_D + b c\theta_D s\psi_D - c s\theta_D & = {}^cZ \end{cases} \quad (3.112)$$

En utilisant les identités trigonométriques, on détermine immédiatement l'orientation  $\Phi_D = (\psi_D, \theta_D)$  de l'OSF :

$$\tan \psi_D = \frac{b}{a} \quad (3.113)$$

$$\tan \theta_D = -\frac{c}{\sqrt{a^2 + b^2}} \quad (3.114)$$

**Application à la configuration *Roll-Tilt*.** Reprenant la modélisation de la caméra du pod Damocles de la Section 3.3.1.2. Sa matrice de rotation  ${}^c\mathbf{R}_b$  s'écrit :

$${}^c\mathbf{R}_b = \begin{bmatrix} 0 & c\phi_D & s\phi_D \\ s\theta_D & -s\phi_D c\theta_D & c\phi_D c\theta_D \\ c\theta_D & s\phi_D s\theta_D & -c\phi_D s\theta_D \end{bmatrix} \quad (3.115)$$

L'équation (3.110) est développée pour  ${}^c\mathbf{X}^*$  :

$$\begin{cases} b c\phi_D + c s\phi_D & = 0 \\ a s\theta_D - b s\phi_D c\theta_D + c c\theta_D c\phi_D & = 0 \\ a c\theta_D + b s\phi_D s\theta_D - c s\theta_D c\phi_D & = {}^cZ \end{cases} \quad (3.116)$$

De la même manière que pour la caméra *Pan-Tilt*, on détermine l'orientation  $\Phi_D = (\phi_D, \theta_D)$  du pod Damocles :

$$\tan \phi_D = -\frac{b}{c} \quad (3.117)$$

$$\tan \theta_D = -\frac{\sqrt{b^2 + c^2}}{a} \quad (3.118)$$

**Prise en compte de la vitesse de l'avion.** Cette méthode géométrique ne considère pas les vitesses, ce qui entraîne une erreur de traînage et risque de déstabiliser le suivi visuel. Afin de les prendre en compte, mais en négligeant les vitesses du porte-avions et du vent devant celles de l'avion et de la tourelle, on exprime le vecteur de rotation  $\omega_c$  de la caméra  $c$  par l'addition des vecteurs de rotation  ${}^c\omega_D$  venant des degrés de liberté de la caméra et  ${}^c\omega_b$  de l'avion, exprimés dans le repère  $\mathcal{F}_c$  :

$$\omega_c = {}^c\omega_D + {}^c\omega_b \quad (3.119)$$

On souhaite une vitesse  $\omega_c = 0$  signifiant que les mouvements dans l'image sont compensés. Pour cela, on arrive à :

$${}^c\omega_D = -{}^c\omega_b \quad (3.120)$$

Ces rotations  ${}^c\omega_D$  et  ${}^c\omega_b$  sont respectivement liées à la vitesse  $\dot{\Phi}_D$  des angles d'Euler de l'optique et à la vitesse de rotation  $\omega_b$  de l'avion dans son repère  $\mathcal{F}_b$  par les matrices de transport  $\zeta_D$  et de rotation  ${}^c\mathbf{R}_b$ , données en Section 3.3.1.2. On obtient l'expression :

$$\zeta_D \dot{\Phi}_D = -{}^c\mathbf{R}_b \omega_b \quad (3.121)$$

La vitesse des angles d'Euler de la tourelle à appliquer pour annuler la vitesse de rotation de l'avion est donc égale à :

$$\dot{\Phi}_D = -\zeta_D^+ {}^c\mathbf{R}_b \omega_b \quad (3.122)$$

où  $\zeta_D^+$  est la pseudo-inverse de la matrice  $\zeta_D$ .

Cette dérivée est intégrée pour obtenir la variation en angle  $\Delta\Phi_D = \dot{\Phi}_D \Delta t$  (avec  $\Delta t$  la période d'échantillonnage) et ajoutée aux angles calculés précédemment pour obtenir les degrés de liberté  $\Phi_D^t$  prenant en compte la vitesse de l'avion :

$$\Phi_D^t = \Phi_D + \Delta\Phi_D \quad (3.123)$$

Cette méthode a l'avantage de fournir directement les angles nécessaires au centrage d'un objet dans l'image avec des informations 3D avec l'usage de la mesure de la vitesse de rotation de l'avion fournie par la centrale inertielle. Plutôt que de nécessiter ces éléments 3D, la méthode suivante nécessite seulement des informations 2D et prend en compte nativement la vitesse de l'avion.

### 3.3.6.2 Méthode basée sur des primitives 2D

Le centrage d'un point du porte-avions dans l'image peut se baser sur des primitives  $\mathbf{s}$  contenues dans le plan image. L'approche proposée repose sur la commande classique de l'asservissement visuel à décroissance exponentielle de l'erreur, déjà présentée en Section 3.1 et employée pour cette application par [Hurak 2012]. De plus, on considérera la vitesse de rotation  $\omega_b$  de l'avion dans cette tâche. En effet, la maniabilité importante d'un avion de combat nécessite de prendre en compte les mouvements de rotation de l'avion pour stabiliser la tourelle et centrer correctement le porte-avions dans l'image.

**Loi de commande.** Le lien unissant la vitesse de la primitive visuelle  $\mathbf{s}$  et la vitesse de rotation  $\omega_c$  de la caméra  $c$ , exprimée dans son repère  $\mathcal{F}_c$ , par la matrice d'interaction  $\mathbf{L}_s^r$  associée aux mouvements de rotation, est donné par :

$$\dot{\mathbf{s}} = \mathbf{L}_s^r \omega_c + \frac{\partial \mathbf{s}}{\partial t} \quad (3.124)$$

où  $\frac{\partial \mathbf{s}}{\partial t}$  représente les effets non modélisés tels ceux des vitesses de translation ou des vitesses de la cible.

L'approche classique calcule une estimation  $\frac{\hat{\partial}\mathbf{s}}{\partial t}$  de ces effets pour ensuite les inclure dans la commande [Chaumette 2007]. Dans notre application, la caméra a un très faible champ de vue (de 1 à 4 degrés) et l'avion peut générer des vitesses de rotation importantes qui, s'ils ne sont pas pris en compte, déstabilisent le suivi visuel et conduisent à une mauvaise estimation  $\frac{\hat{\partial}\mathbf{s}}{\partial t}$ . On emploiera donc les mesures très précises des vitesses de rotation  $\boldsymbol{\omega}_b$  de la centrale inertielle pour stabiliser la caméra. Ces mesures sont déjà utilisées par la commande de l'avion, présentée en Section 3.3.3.

On néglige l'effet des vitesses de translation devant celles de rotation  $\boldsymbol{\omega}_c$ . En effet, la profondeur  $Z$  du point 3D que l'on veut centrer est grande et la direction de déplacement de l'avion est proche de l'axe optique de la caméra  $c$ . De plus, on néglige les vitesses du porte-avions et du vent du fait de leur faible valeur, le vecteur de rotation  $\boldsymbol{\omega}_c$  est l'addition des vecteurs de rotation  ${}^c\boldsymbol{\omega}_D$  venant des degrés de liberté de la caméra et  ${}^c\boldsymbol{\omega}_b$  de l'avion, exprimés dans le repère  $\mathcal{F}_c$  :

$$\boldsymbol{\omega}_c = {}^c\boldsymbol{\omega}_D + {}^c\boldsymbol{\omega}_b \quad (3.125)$$

À partir des deux précédentes équations et des hypothèses précédemment émises, on aboutit à :

$$\dot{\mathbf{s}} = \mathbf{L}_s^r ({}^c\boldsymbol{\omega}_D + {}^c\boldsymbol{\omega}_b) \quad (3.126)$$

Ces rotations  ${}^c\boldsymbol{\omega}_D$  et  ${}^c\boldsymbol{\omega}_b$  sont respectivement liées à la dérivée  $\dot{\boldsymbol{\Phi}}_D$  des angles d'Euler de l'optique et à la rotation de l'avion dans son repère  $\mathcal{F}_b$  par les matrices de transport  $\boldsymbol{\zeta}_D$  et de rotation  ${}^c\mathbf{R}_b$ , par :

$${}^c\boldsymbol{\omega}_D = \boldsymbol{\zeta}_D \dot{\boldsymbol{\Phi}}_D \quad (3.127)$$

$${}^c\boldsymbol{\omega}_b = {}^c\mathbf{R}_b \boldsymbol{\omega}_b \quad (3.128)$$

Ainsi, l'équation (3.126) devient :

$$\dot{\mathbf{s}} = \mathbf{L}_s^r (\boldsymbol{\zeta}_D \dot{\boldsymbol{\Phi}}_D + {}^c\mathbf{R}_b \boldsymbol{\omega}_b) \quad (3.129)$$

Pour assurer une décroissance exponentielle de l'erreur  $\mathbf{e} = \mathbf{s} - \mathbf{s}^*$ , soit  $\dot{\mathbf{e}} = -\lambda \mathbf{e}$ , la loi de commande proposée est, avec  $\mathbf{J}_D = \mathbf{L}_s^r \boldsymbol{\zeta}_D$ , où  $\mathbf{J}_D$  est de dimension  $2 \times 2$  et est inversible :

$$\dot{\boldsymbol{\Phi}}_D = -\lambda \mathbf{J}_D^{-1} (\mathbf{s} - \mathbf{s}^*) - \mathbf{J}_D^{-1} \mathbf{L}_s^r {}^c\mathbf{R}_b \boldsymbol{\omega}_b \quad (3.130)$$

Le produit  $\mathbf{J}_D^{-1} \mathbf{L}_s^r$  n'est pas simplifié car on a pas  $\mathbf{J}_D^{-1} = \boldsymbol{\zeta}_D^{-1} \mathbf{L}_s^r$ . En effet, si le nombre de degrés de liberté de l'optique n'est pas égal au nombre de primitives, ces matrices ne sont pas de rang plein.

Enfin, la commande des angles d'Euler  $\boldsymbol{\Phi}_D$  s'effectuant en position à des instants discrets pour une période d'échantillonnage  $\Delta t$ , consiste en l'intégration de  $\dot{\boldsymbol{\Phi}}_D$  :

$$\boldsymbol{\Phi}_D(k+1) = \dot{\boldsymbol{\Phi}}_D(k+1) \Delta t + \boldsymbol{\Phi}_D(k) \quad (3.131)$$

La prise en compte des vitesses de rotation de l'avion  $\boldsymbol{\omega}_b$ , fournies par la centrale inertielle, permet d'améliorer grandement le centrage du porte-avions et la robustesse des algorithmes de suivi. En effet, l'avion est amené à effectuer des mouvements de rotation importants par rapport au champ de vue de la caméra. Pour évaluer la validité des primitives associées à un type d'architecture de caméra, on évaluera la matrice  $\mathbf{J}_D^*$  pour la position désirée des primitives dans l'image. On notera que l'asservissement visuel s'applique aussi à des primitives 3D mais ne sera pas étudié ici du fait du besoin de ces informations.

**Choix des primitives pour l'architecture *Pan-Tilt*.** Pour une tourelle *Pan-Tilt*, ses degrés de liberté sont  $\Phi_D = (\psi_D, \theta_D)$ . Les primitives proposées sont les coordonnées cartésiennes du point  $z : \mathbf{s} = (x_z, y_z)$ , du point  $z$ , projection de la base de la mire dans l'image, illustrées Fig. 3.35. Pour ces primitives, la matrice d'interaction  $\mathbf{L}_s^r$  liée au mouvement de rotation s'écrit :

$$\mathbf{L}_s^r = \begin{bmatrix} x & y & -(1+x^2) & y \\ 1+y^2 & -x & y & -x \end{bmatrix} \quad (3.132)$$

Pour la position désirée, c'est à dire le point  $z$  au centre de l'image  $\mathbf{s}^* = (0, 0)$ , cette matrice d'interaction devient :

$$\mathbf{L}_{s^*}^r = \begin{bmatrix} 0 & -1 & 0 \\ 1 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (3.133)$$

Pour la position désirée, la matrice  $\mathbf{J}_D^*$ , produit de  $\mathbf{L}_s^r$  et de  $\zeta_D^*$  est égale à :

$$\begin{aligned} \mathbf{J}_D^* &= \begin{bmatrix} 0 & -1 & 0 \\ 1 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ c\theta_D^* & 0 \\ -s\theta_D^* & 0 \end{bmatrix} \\ &= \begin{bmatrix} -c\theta_D^* & 0 \\ 0 & 1 \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (3.134)$$

$\mathbf{J}_D^*$  est bien inversible et est bien conditionnée.

L'angle de tangage de l'avion vaut  $\theta_0 \approx 10$  deg pour le point de vol considéré. Pour centrer le point  $z$  dans l'image, l'angle de *Tilt* vaut donc  $\theta_D^* \approx -14$  deg. L'application numérique de  $\mathbf{J}_D^*$  donne :

$$\mathbf{J}_D^* \approx \begin{bmatrix} -0.97 & 0 \\ 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (3.135)$$

Ainsi on obtient une matrice dont les valeurs absolues de sa diagonale sont proches de 1, signifiant que les mouvements des deux degrés de liberté sont découplés et se répercuteront de la même manière en amplitude sur les primitives considérées.

**Choix des primitives pour la configuration *Roll-Tilt*.** Pour la caméra du pod Damos, ses degrés de liberté sont  $\Phi_D = (\phi_D, \theta_D)^\top$ . On proposera deux couples de primitives : le premier est classique pour une tâche de centrage tandis que le second est plus adapté à l'architecture *Roll-Tilt*.

**Coordonnées cartésiennes du point  $z : \mathbf{s} = (x_z, y_z)$ .** Les primitives proposées sont les coordonnées cartésiennes  $(x_z, y_z)$  du point  $z$ , projection de la base de la mire dans l'image, illustrées Fig. 3.35. Pour la position désirée, la matrice  $\mathbf{J}_D^*$  est égale à :

$$\begin{aligned} \mathbf{J}_D^* &= \begin{bmatrix} 0 & -1 & 0 \\ 1 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ s\theta_D^* & 0 \\ c\theta_D^* & 0 \end{bmatrix} \\ &= \begin{bmatrix} -s\theta_D^* & 0 \\ 0 & 1 \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (3.136)$$

Pour le point de vol considéré, l'application numérique de  $\mathbf{J}_D^*$  donne :

$$\mathbf{J}_D^* \approx \begin{bmatrix} 0.24 & 0 \\ 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (3.137)$$

Les valeurs de la matrice  $\mathbf{J}_D^*$  démontrent que la caméra *Roll-Tilt* est contrôlable avec les coordonnées cartésiennes du point  $z$ , grâce à l'angle de tangage de l'avion, qui est non nul. Néanmoins, de meilleures primitives visuelles peuvent être choisies pour obtenir  $\mathbf{J}_D^* = \mathbf{I}_2$ .

**Primitives améliorées pour cette architecture.** Pour prendre en compte l'architecture *Roll-Tilt*, les primitives  $\mathbf{s}_\eta = (\eta, y_z)$  sont proposées. L'angle  $\eta$  est défini par  $\eta = \arctan \frac{x_D - x_z}{y_D - y_z}$  avec  $(x_D, y_D) = (0, cst)$  et présenté Fig. 3.35. La matrice d'interaction associée à ces primitives est, avec  $l$  la longueur du segment  $[Dz]$  :

$$\mathbf{L}_{\mathbf{s}_\eta} = \begin{bmatrix} \frac{-c\eta x_z y_z + s\eta(1+y_z^2)}{1+y_z^2} & \frac{c\eta(1+x_z^2) - s\eta x_z y_z}{-x_z y_z} & \frac{-c\eta y_z - s\eta x_z}{-x_z} \end{bmatrix} \quad (3.138)$$

A la position désirée,  $\mathbf{s}_\eta^* = (0, 0)$ , la matrice  $\mathbf{J}_D^*$  a l'expression suivante :

$$\begin{aligned} \mathbf{J}_D^* &= \begin{bmatrix} 0 & -\frac{1}{|y_D|} & 0 \\ 1 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ s\theta_D^* & 0 \\ c\theta_D^* & 0 \end{bmatrix} \\ &= \begin{bmatrix} -\frac{s\theta_D^*}{|y_D|} & 0 \\ 0 & 1 \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (3.139)$$

Comme  $s\theta_D^* \approx -0.24$ ,  $y_D$  est fixé à 0.24, pour rendre  $\mathbf{J}_D^*$  égale à la matrice identité. La valeur  $y_D$  agit comme un moyen complémentaire au gain  $\lambda$  pour régler le comportement de la tâche de centrage.

Cette section a présenté les différentes méthodes basées sur une estimation de pose ou sur des primitives visuelles 2D pour commander la tourelle afin de centrer le navire dans l'image. La section suivante lie les techniques de vision avec celles de la commande pour un point de vol donné pour évaluer le comportement du système complet.

### 3.4 Appontage incorporant la chaîne image

Cette section s'intéresse à l'évaluation de l'ensemble de la chaîne de traitements de vision et de commande du système d'appontage automatique par asservissement visuel. L'algorithme de suivi employé est le suivi 3D basé modèle (présenté en Section 2.3.2.1) et est correctement initialisé malgré les erreurs des mesures du transpondeur TACAN de 1deg et -185m. La commande de la tourelle ici d'architecture *Roll-Tilt* est basée sur les primitives visuelles  $\mathbf{s}_\eta = (\eta, y_z)$ . Différentes lois de commande de type  $\mathbf{C}_a$  sont présentées pour les capteurs A et B pour la position initiale située à 4500m du porte-avions pour des erreurs latérale et verticale de -250m et 80m. Le porte-avions avance à une vitesse de 10.8m/s par un vent naturel, orienté dans l'axe de la piste d'une vitesse de 2.5m/s créant ainsi un vent sur le pont d'une vitesse

de 13.3m/s. Les résultats sont respectivement présentés Figs. 3.37 et 3.38 pour le capteur A et Figs. 3.39 et 3.40 pour le capteur B. Pour chaque capteur sont présentés la trajectoire, les erreurs de position, les angles de l'avion, les primitives et les consignes de l'avion. On a ajouté la norme de l'erreur de position afin d'apprécier la précision du suivi et son effet sur la commande. La Fig. 3.36 illustre la phase d'appontage depuis une vue externe située derrière l'avion, depuis la vue de la caméra utilisée pour récupérer l'image servant aux traitements et depuis le porte-avions au moment de l'impact de l'avion. La séquence est consultable sur le site Internet <sup>2</sup> de l'équipe Lagadic de l'Inria.

Les résultats provenant de l'ajout de la vision par rapport à ceux obtenus avec des mesures parfaites ne changent pas fondamentalement. Les remarques concernant les différences entre les lois de commande, effectuées en simulant les mesures visuelles restent donc valides. L'ajout de la vision dans la boucle induit seulement quelques effets que nous détaillons à présent.

Concernant le suivi pour les deux capteurs, l'erreur de position est de plus faible amplitude pour le capteur A. Toutefois, au cours du rapprochement vers le porte-avions, l'erreur pour le capteur A décroît mais avec plus de soubresauts que celle du capteur B, comme illustré sur les Figs. 3.38a et 3.40a. On peut expliquer ce phénomène par le fait que le modèle est composé de structure répétitive et que les contours sont bien nets dans le cas du capteur A. Dans ce cas, le suivi 3D basé modèle a parfois tendance à se caler sur des contours qui ne sont pas les bons. Dans le cas du capteur B, le flou généré par la perturbation atmosphérique et le modèle de capteur tend à éviter que le suivi reste "coincé" sur des mauvais contours mais l'estimation est moins précise. Durant la seconde moitié des simulations, le suivi estime avec précision les mesures et conduit à un comportement conforme à celui étudié en Section 3.3.4.1. Malgré un bruit sur l'estimation de pose dont on rappelle qu'il se produit alors que l'avion est loin du porte-avions et est, par conséquent, de faible taille dans l'image, les primitives et donc les consignes ne sont que faiblement impactées. De plus, on rappelle que les mesures des primitives de l'image ne font l'objet d'aucun filtrage.

Comme on peut le constater sur les Figs. 3.38a et 3.40a, les erreurs d'estimation du suivi au début de la simulation provoquent des erreurs se répercutant sur les primitives (Figs. 3.38b et 3.40b) et sur les consignes (Figs. 3.38c et 3.40c). En effet, cela conduit à des valeurs de consignes plus importantes que celles issues de mesures parfaites. Ces consignes engendrent donc des angles de plus grandes valeurs qui provoquent des dépassements sur les erreurs de positions. Le cas illustrant de la manière la plus sensible le couplage entre la vision et la commande concerne la commande de type  $\mathbf{C}_a(\mathbf{s}^*, X)$ . Comme on l'a vu dans le cas des simulations avec des mesures image parfaites, cette commande est celle qui engendre des amplitudes de consigne les plus grandes. En ajoutant la vision dans la chaîne de traitements, ces fortes consignes créent des mouvements importants dans l'image et conduisent le suivi à se caler sur des contours qui ne correspondent pas aux contours du modèle 3D puis à se recalculer sur les bons contours, comme on peut le constater aux secondes 10 et 40 de la Fig. 3.38a. Cette remarque concerne principalement la première moitié des simulations. Le capteur B provoque une plus grande instabilité sur la commande mais évite à l'algorithme de rester bloqué sur des contours qui ne correspondent pas au modèle 3D, comme dans le cas du capteur A. La commande  $\mathbf{C}_a(\mathbf{s}, X)$  qui possède le plus de similarité avec la commande 3D comme on a pu l'aborder lors de l'étude systématique, est caractérisée par un comportement légèrement différent de la commande 3D pour ce point de vol. La dynamique verticale est plus rapide

2. <http://www.irisa.fr/lagadic/team/Laurent.Coutard-fra.html>

que la commande 3D tandis que la dynamique latérale l'est moins. Cela vient du fait que l'erreur latérale engendre une mesure  $l_y$  faible que la commande verticale tend à résorber en provoquant ainsi un dépassement. Toutefois, cette loi n'engendre pas de consignes excessives comme peut le faire  $\mathbf{C}_a(\mathbf{s}^*, X)$ .

Pour ce point de vol, la tâche d'appontage automatique par asservissement a été réalisée quel que soit le capteur employé et pour les différentes lois de commande dont certaines engendrent d'importants mouvements de l'avion mais qui ne remettent pas en cause la tâche d'alignement et de descente. En effet, le choix de la matrice de gains  $\mathbf{K}$  a été fait pour assurer une bonne précision de suivi de trajectoire. Ainsi pour des erreurs importantes en positions (comme au début des simulations), les consignes engendrées sont de fortes amplitudes. L'ajout de la vision rend légèrement moins stable le système bouclé du fait des erreurs des algorithmes de suivi lors de la première partie de la simulation mais on rappelle que les mesures de la vision ne font l'objet d'aucun filtrage. Pour conclure, l'ajout de la vision ne remet pas en cause le comportement du système bouclé et permet l'appontage.

### 3.5 Conclusion

Ce chapitre a présenté la commande par asservissement pour la réalisation d'un appontage à l'aide d'informations visuelles provenant des algorithmes de vision précédemment décrits et des capteurs de l'avion. Trois primitives contenues dans le plan image et inspirées d'informations utilisées par les pilotes de l'aéronavale ont été déterminées. Leur valeur désirée présente la caractéristique de rester constante au cours de la descente. Différentes lois de commande associées à ces primitives ont été analysées. Elles présentent un domaine de convergence conséquent et de meilleures propriétés que celles de la littérature. Les effets du déplacement du navire et du vent ont été pris en compte pour modifier les consignes de la commande en considérant un porte-avions à plat durant la phase d'approche afin de garder une trajectoire de descente constante. Durant les dernières secondes de la trajectoire, l'attitude du porte-avions au moment de l'impact est prédite afin de déterminer les consignes permettant à l'avion de se poser en respectant les contraintes de sécurité. L'évaluation de ces fonctions en faisant abstraction de la vision a permis de valider ces méthodes pour de nombreuses positions initiales. La commande de la tourelle de la caméra réelle prend en compte des informations visuelles pour centrer le porte-avions dans l'image et participe à l'efficacité du suivi. La chaîne complète constituée par les techniques de vision et la commande a été évaluée pour une position initiale et pour différents modèles de capteurs. Elle a démontré sa validité pour constituer un système d'appontage automatique par asservissement visuel.





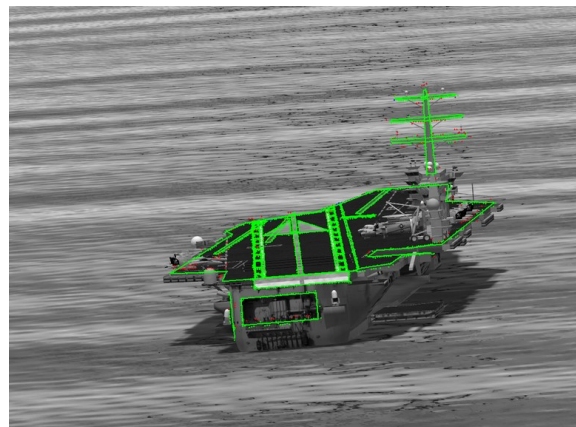
(a) 4500m du PA. Vue externe



(b) 4500m du PA. Caméra



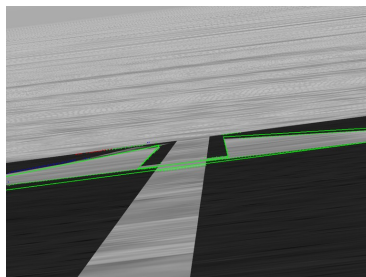
(c) 2250m du PA. Vue externe



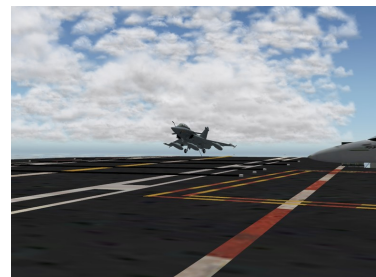
(d) 2250m du PA. Caméra



(e) Proche de l'impact

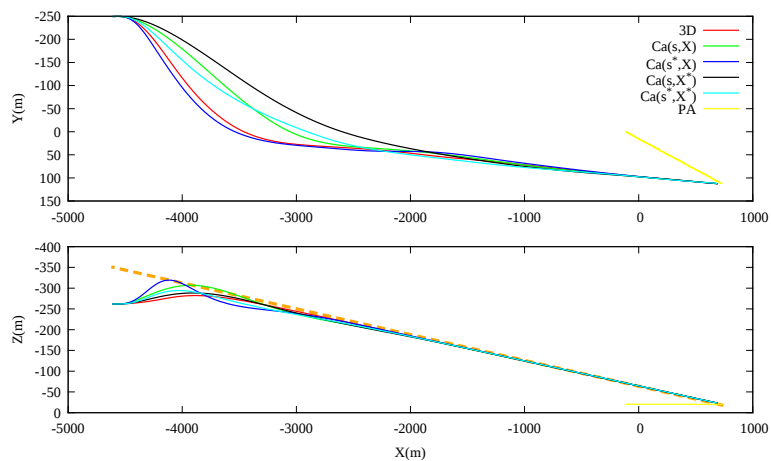


(f) Proche de l'impact

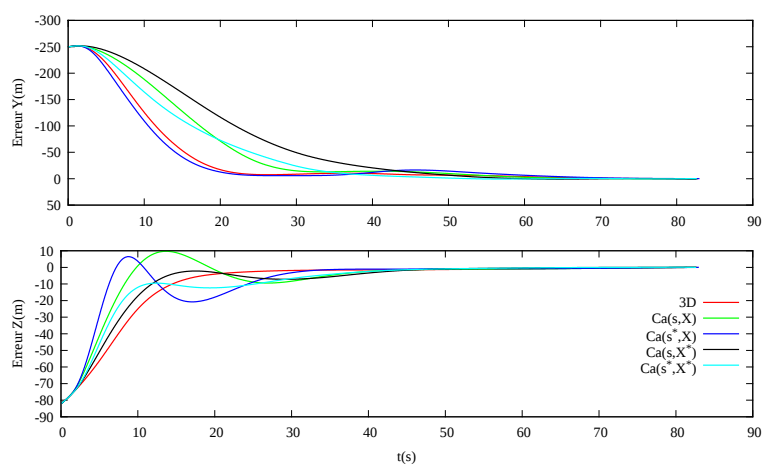


(g) Proche de l'impact

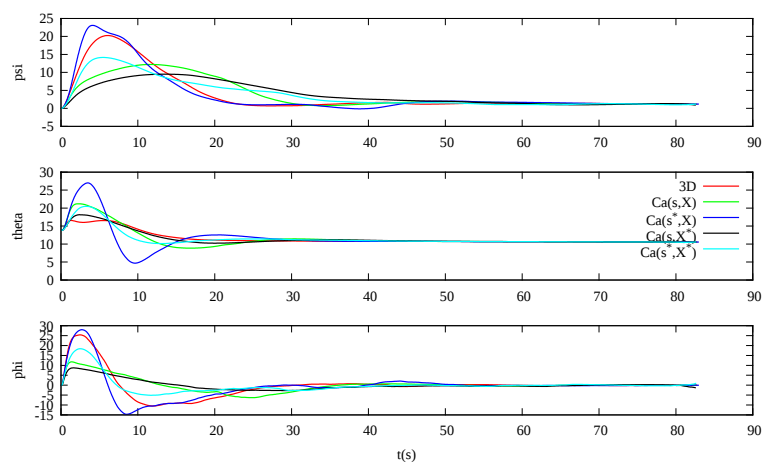
FIGURE 3.36 – Vue externe et vue caméra pour différents instants de la trajectoire.



(a) Trajectoires (m)

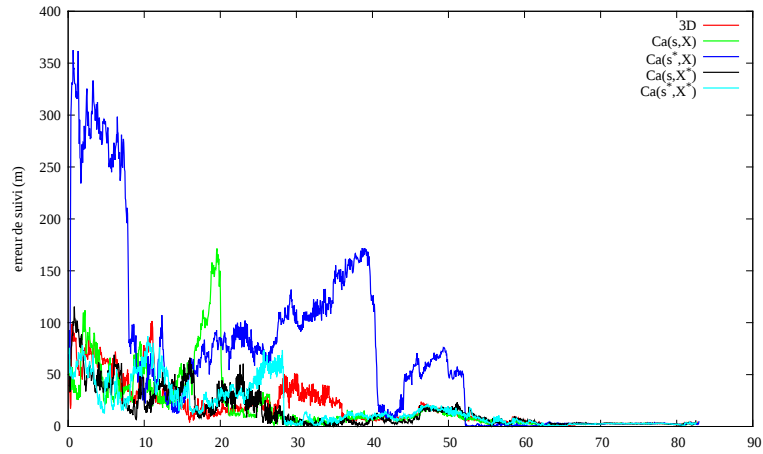


(b) Erreurs latérale et verticale (m)

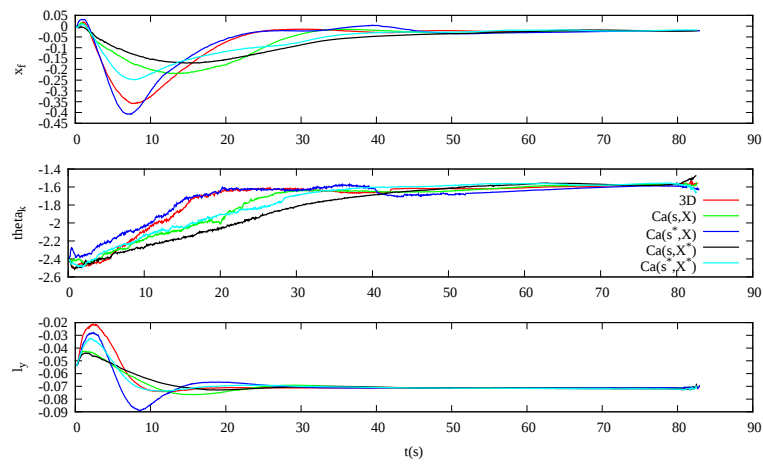


(c) Angles (deg)

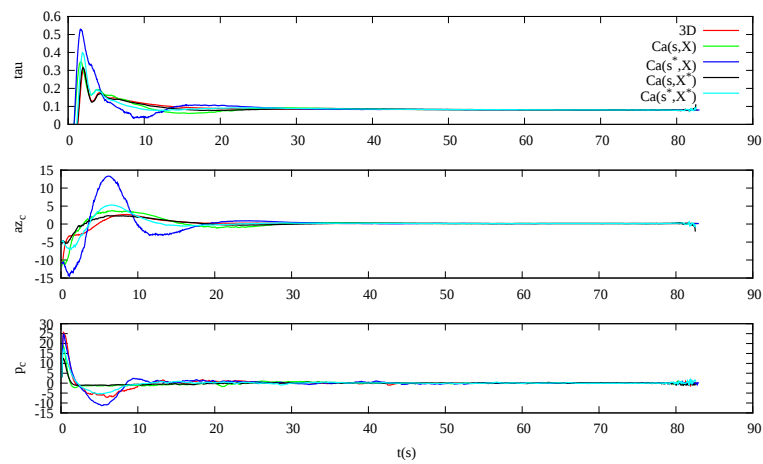
FIGURE 3.37 – Capteur A. Suivi 3D. Porte-avions mouvant et vent. Prise en compte du vent sur le pont. Primitives  $\mathbf{s}$  avec les commandes  $\mathbf{C}_a$ . Erreurs initiales latérale et verticale de -250m et de -80m.



(a) Norme de l'erreur de position du suivi (m)

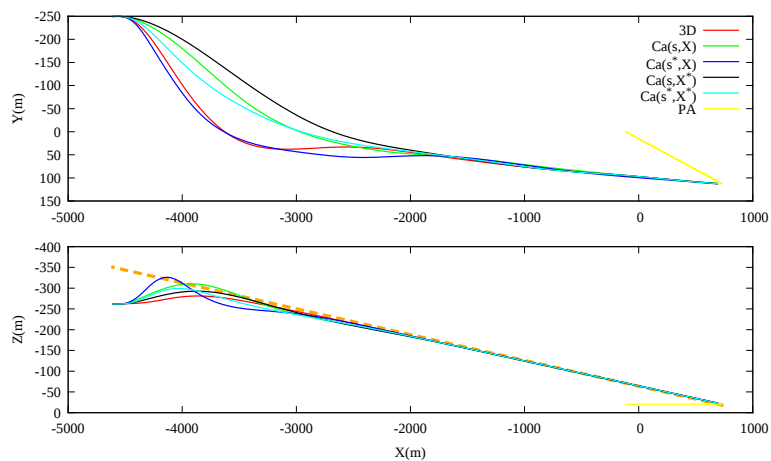


(b) Primitives

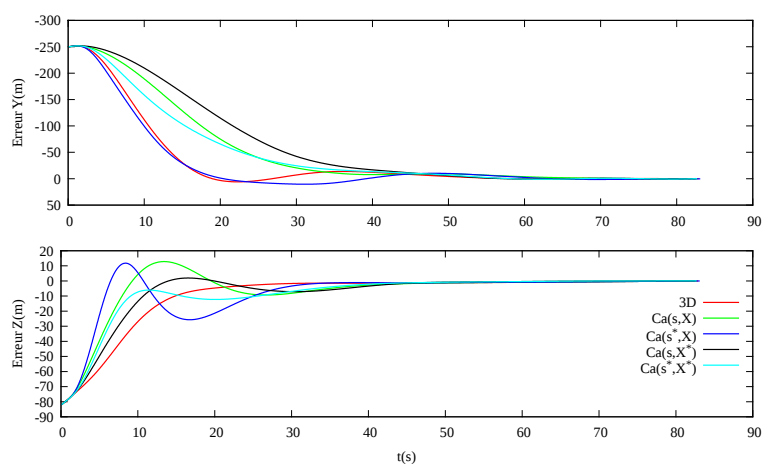


(c) Commandes

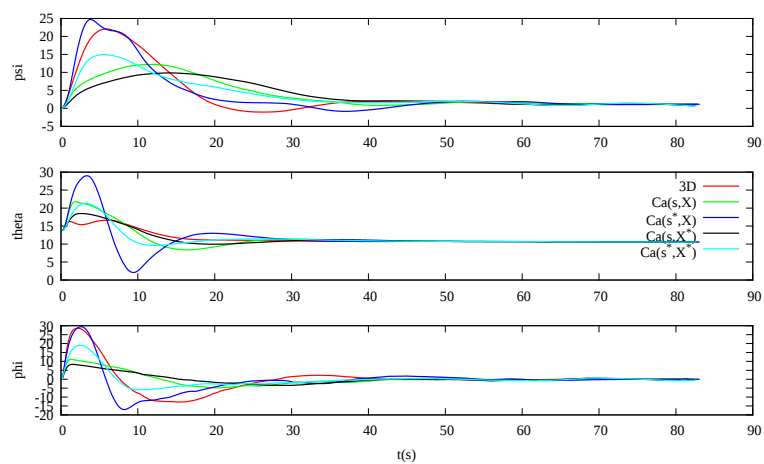
FIGURE 3.38 – Capteur A. Suivi 3D. Porte-avions mouvant et vent. Prise en compte du vent sur le pont. Primitives  $\mathbf{s}$  avec les commandes  $\mathbf{C}_a$ . Erreurs initiales latérale et verticale de -250m et de -80m.



(a) Trajectoires (m)

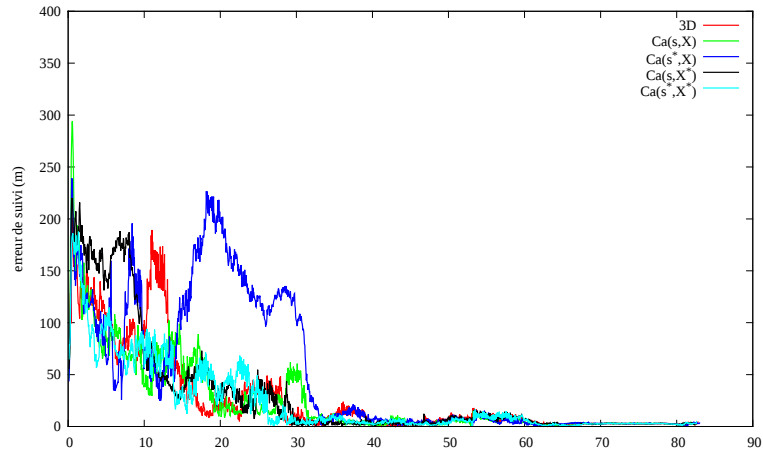


(b) Erreurs latérale et verticale (m)

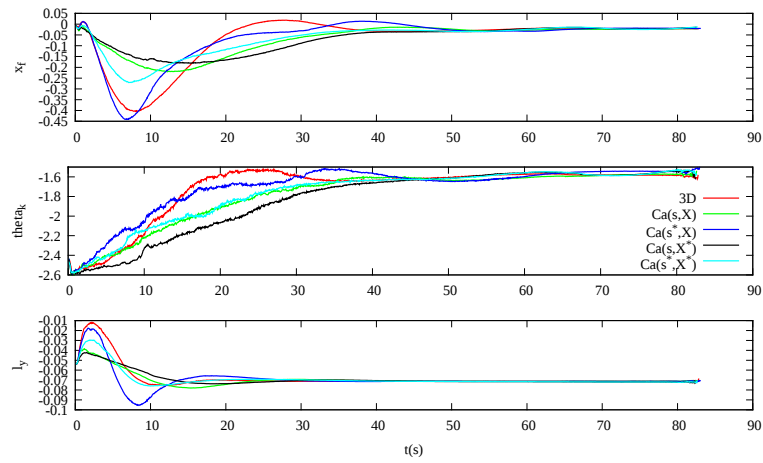


(c) Angles (deg)

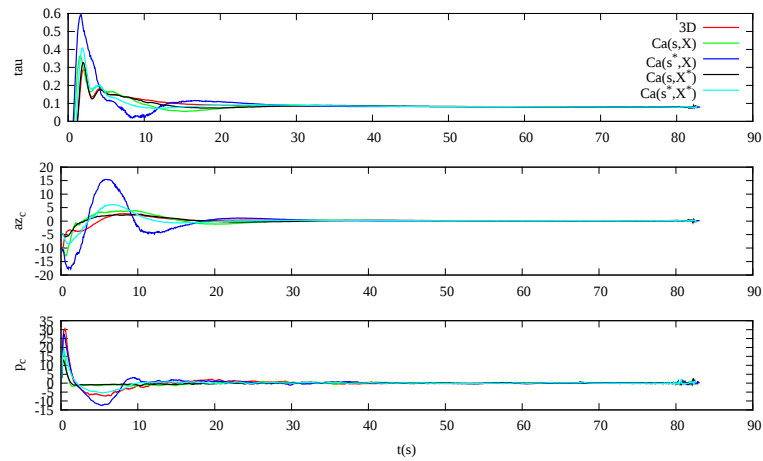
FIGURE 3.39 – Capteur B. Suivi 3D. Porte-avions mouvant et vent. Prise en compte du vent sur le pont. Primitives  $\mathbf{s}$  avec les commandes  $\mathbf{C}_a$ . Erreurs initiales latérale et verticale de -250m et de -80m.



(a) Norme de l'erreur de position du suivi (m)



(b) Primitives



(c) Commandes

FIGURE 3.40 – Capteur B. Suivi 3D. Porte-avions mouvant et vent. Prise en compte du vent sur le pont. Primitives  $\mathbf{s}$  avec les commandes  $\mathbf{C}_a$ . Erreurs initiales latérale et verticale de -250m et de -80m.



---

# Conclusion

---

L'étude présentée dans ce document s'est intéressée à l'appontage automatique d'avions par asservissement visuel à l'aide d'un capteur de vision de l'aéronef en considérant un système le plus autonome possible et en minimisant les échanges nécessaires avec le porte-avions. Cette méthode pourra se substituer ou compléter les systèmes de guidage traditionnels pour faire apponter des avions pilotés et des drones. Toute la chaîne, depuis la détection du porte-avions jusqu'à la commande de l'avion et de sa caméra, a été définie et évaluée sur des images réelles et synthétiques.

## Contributions

À la connaissance de l'auteur, ce travail est le premier à aborder la tâche d'appontage automatique d'un avion piloté ou non, utilisant un capteur de vision et à étudier toute la chaîne associée : détection, suivi et commande. Pour cela, il se base sur les techniques de vision de l'état de l'art, l'asservissement visuel appliqué à l'atterrissage et la prise en compte des mouvements du porte-avions.

Une méthode robuste de détection du porte-avions a été proposée, utilisant une image de référence du navire et en tirant parti des capteurs disponibles de l'avion. Des algorithmes de suivi de la littérature ont été appliqués à ce problème. Les méthodes de détection et de suivi ont été validées sur des images réelles. Une évaluation sur simulateur fournissant une image réaliste pour différents capteurs a été effectuée et a démontré la robustesse de ces méthodes et a permis d'évaluer leur performance. En effet, détecter dans l'image initiale un *patch* de la poupe du porte-avions à l'aide du critère ZNCC assure une initialisation à l'algorithme de suivi 3D qui est robuste aux changements de luminosité et d'attitude du navire. Le suivi 2D ne présente pas cette robustesse de part la quantité réduite d'informations disponibles. Pour cette application, le suivi 3D basé modèle est plus performant que le suivi 2D du fait des éléments 3D permettant de suivre le porte-avions à de longues distances et avec des capteurs de différente qualité. On peut ajouter que la stabilisation de l'image par la commande de la tourelle à l'aide de primitives visuelles prenant en compte les vitesses de l'avion participe à l'efficacité du suivi lors de mouvements importants de l'avion.

Inspiré des indices visuels utilisés par les pilotes, un nouvel ensemble de primitives visuelles  $x_f$ ,  $\theta_k$  et  $l_y$  a été proposé afin de contrôler les trajectoires de descente et d'alignement. En plus d'être représentatives des degrés de liberté que l'on souhaite contrôler, ces primitives restent constantes au cours de la trajectoire de descente désirée et ne nécessitent donc aucune



planification ni ne dépendent de la localisation de la caméra par rapport à la piste. Différentes commandes utilisant ces primitives visuelles en lieu et place d'un retour d'état ont été appliquées avec succès pour cette tâche. Afin de prendre en compte les mouvements du porte-avions et le vent naturel, une estimation de la vitesse du vent au dessus du pont à l'aide de mesures de vision est utilisée pour mettre à jour les consignes de vol. Durant la phase d'approche, le porte-avions est considéré à plat pour ne pas répercuter les variations d'attitude du navire en oscillations de la trajectoire de descente. Pour apponter en respectant les contraintes de sécurité, l'attitude du porte-avions au moment de l'impact de l'avion sur la piste est prédite pour modifier la trajectoire finale. Concernant la tâche d'appontage, la commande  $C_a(s, X)$  utilisant les primitives visuelles permet d'obtenir un comportement similaire à la commande 3D en asservissant ces primitives autour de valeurs désirées constantes durant la trajectoire. De plus, cette loi n'engendre pas de consignes excessives et ne présente pas de problème de stabilité lors des derniers instants de l'appontage. Enfin, cette loi permet de réagir à la mise à jour provenant de la prédiction de l'attitude du porte-avions au moment de l'impact et ainsi apponter.

Enfin, la partie commande a été étudiée de manière systématique en simulant la vision pour établir ses caractéristiques et ses performances. Elle a ensuite été validée par l'étude de la chaîne complète comprenant la vision et la commande et a permis de réaliser un appontage automatique par asservissement visuel applicable à des avions pilotés et des drones.

## Perspectives

Cette étude laisse plusieurs axes d'améliorations qui seront détaillés ci-après en fonction des domaines concernés.

### Généralités

L'hypothèse de capteurs parfaits employée afin de déterminer l'effet de la vision sur la boucle de commande devra être relâchée afin d'étudier le système d'un point de vue plus large prenant en compte les défauts des capteurs ainsi que les filtres associés.

L'hypothèse d'autonomie du système engendrant donc la minimisation des échanges entre le porte-avions et l'avion peut être relâchée afin de fournir plus de données à l'aéronef, comme la vitesse du vent sur le pont, l'attitude du navire courante et au moment de l'impact. Cela permettrait de bénéficier de la précision des capteurs du navire.

Concernant le capteur de vision, l'étude s'est principalement axée sur des capteurs fonctionnant dans les domaines visible et infrarouge. Mais du fait de l'absence d'un simulateur générant des images infrarouges, l'étude n'a pas pu aborder la chaîne complète avec ce type de capteur. Pourtant, cette bande serait très utile pour l'appontage par visibilité réduite due à la nuit ou à des conditions climatiques difficiles. De même, l'étude pourrait s'intéresser à des images provenant de la fusion entre des bandes spectrales (SWIR et LWIR), pour bénéficier de leurs avantages respectifs. De plus, on pourrait s'intéresser à l'utilisation de capteur à focale variable de manière continue pour permettre d'avoir un porte-avions de taille constante dans l'image pour une large variation de distance au porte-avions.

Pour des conditions de visibilité tellement mauvaises que l'emploi de l'infrarouge ne suffirait pas à distinguer le porte-avions, des capteurs électromagnétiques de la bande 35 à 94 GHz

paraissent intéressants en offrant une résolution qui s'améliore constamment [Doehler 1998, Sadjadi 1999, Brooker 2000, Gray 2002, Goktogan 2006].

Enfin, comme le souligne la Fig. 3.41, des études à base de techniques de vision nécessitent des images réelles enregistrées au cours de diverses conditions de vol.



FIGURE 3.41 – À quand des essais en vol ? [Fulghum 2007]

## Détection

La détection développée est robuste et utilise les capteurs disponibles de l'avion mais pourrait être encore améliorée en relâchant l'hypothèse de cap connu du porte-avions. De plus, utiliser un modèle 3D texturé pour générer un patch prenant en compte toute la projection du porte-avions au lieu d'une image de référence permettrait de comparer plus de pixels et donc d'être plus robuste aux variations de luminosité et de mouvements du porte-avions. Dans ce cas, un recalage du modèle 3D sur l'image initiale avec un modèle de mouvement hiérarchisé des degrés de liberté initialiserait l'algorithme de suivi. Enfin, le critère de similarité employé pour des conditions de visibilité sévère pourrait se baser sur l'information mutuelle normalisée.

## Suivi

Le porte-avions est caractérisé par une forme très élancée. Le suivi 3D est la seule catégorie d'algorithme permettant de profiter de l'ensemble du bâtiment pour l'estimation d'une localisation relative fiable et robuste, spécialement lorsque la caméra est éloignée du navire. Le suivi 3D à l'aide d'un modèle des contours généré par un moteur 3D [Petit 2012], déjà présenté Section 2.3.2.1, ne nécessiterait plus la création du modèle sous forme de segments 3D et permettrait la prise en compte de contours trop complexes à modéliser. Un autre type de suivi est celui présenté dans [Caron 2012] qui utilise le critère d'information mutuelle entre l'image courante et la projection d'un modèle 3D texturé pour estimer la pose. En fonction de la bande utilisée par le capteur de vision, le moteur 3D générerait en temps réel des images dans les domaines visible et infrarouge et pourrait prendre en compte la position du soleil, comme le fait le simulateur de la société OKTAL-SE [OKTAL-SE 2012]. Enfin, l'estimation provenant de l'algorithme de suivi pourrait être hybridée avec des informations inertielles et un modèle de mouvement du navire afin de lisser les mesures.

## Commande

La stabilité des lois de commande proposées pourrait être démontrée de manière analytique. La synthèse de la matrice de gains par la méthode optimale pourrait être obtenue en utilisant les sorties du système (en place de l'état) dans la fonction de coût à minimiser, avec comme conséquence une matrice de gains dépendant de la position au porte-avions.

Concernant l'estimation de la vitesse du vent sur le pont proposée dans ce document, une amélioration consisterait en l'ajout d'un filtre intégrant directement des informations visuelles et inertielles afin de lisser cette estimation comme cela a été proposé dans [Li 2010]. Concernant la prédiction du mouvement du porte-avions, un modèle de comportement du navire pourrait être intégré pour prédire l'état futur du bâtiment, et améliorer la précision de l'impact sur le pont et le respect des contraintes de sécurité.

Cette étude a considéré les différentes fonctions de la tâche de manière indépendante, une méthode plus globale serait d'écrire le problème de régulation de l'avion autour de la trajectoire, de commande de la caméra, de dynamique du porte-avions et du vent sur le pont, d'un seul tenant. Cette approche n'a pas été proposée dans le cadre de cette étude afin d'évaluer l'efficacité native des méthodes proposées. Une autre approche consisterait à lier directement les primitives visuelles avec les dynamiques de l'avion, du porte-avions et de la tourelle en projetant le problème dans l'espace image comme cela a pu être proposé dans [Zhang 1999, Le Bras 2009]. Cela éviterait de remonter à des informations 3D.

Enfin on pourra étendre l'utilisation des primitives proposées à l'atterrissage sur piste comportant la phase d'arrondi. Pour cela, il s'agira tout simplement d'induire une décroissance de la longueur désirée  $l_y^*$  à partir d'un point donné de la trajectoire.



FIGURE 3.42 – [Navy 1946]

---

# Bibliographie

---

- [Absi 1993] A.E. Absi. *Evaluation of Infrared Sensors for Autonomous Landing Guidance*. Rapport technique, DTIC Document, 1993. 33, 62
- [Accetta 1993] J.S. Accetta et D.L. Shumaker. The infrared and electro-optical systems handbook, volume 2. Infrared Information Analysis Center, 1993. 29, 40, 41
- [ALAVIA 2001] ALAVIA. *Instruction Permanente "Règlement d'appontage"*, 2001. 17, 21, 23, 24, 136
- [Antonio 1991] J.C. Antonio. *Fixed wing night carrier aeromedical considerations*. AGARD, Aircraft Ship Operations, 1991. 24
- [Axe 2012] D. Axe. *Nah, Iran Probably Didn't Hack CIA's Stealth Drone*, avril 2012. Page <http://www.wired.com/dangerroom/2012/04/iran-drone-hack/> consultée le 6 août 2012. 12
- [Azinheira 2008] J.R. Azinheira et P. Rives. *Image-Based Visual Servoing for Vanishing Features and Ground Lines Tracking : Application to a UAV Automatic Landing*. Int. Journal of Optomechatronics, 2008. 90, 107, 108, 109, 131, 132
- [Bannett 1972] R.J. Bannett. *Optimal control of the F-8 C in a fully automatic carrier approach*. Rapport technique, Naval Air Development Center, 1972. 93
- [Barat 2008] C. Barat et B. Lagadec. *A corner tracker snake approach to segment irregular object shape in video image*. IEEE Conference on Acoustics, Speech, and Signal Processing. USA, 2008. 66, 67
- [BEAD 2004] BEAD. *Rapport public d'enquête technique, BEAD-M-2004-009-I*. Rapport technique, Bureau enquêtes accidents défense, 2004. Rapport d'enquête sur un appontage dur d'un Super Étendard Modernisé sur le porte-avion Charles de Gaulle. 1
- [Benhimane 2004] S. Benhimane et E. Malis. *Real-time image-based tracking of planes using efficient second-order minimization*. In IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems, IROS'04, volume 1, pages 943–948. IEEE, 2004. 79
- [Benhimane 2007] S. Benhimane et E. Malis. *Homography-based 2d visual tracking and servoing*. The International Journal of Robotics Research, vol. 26, no. 7, pages 661–676, 2007. 88
- [Beyeler 2009] A. Beyeler, J.C. Zufferey et D. Floreano. *Vision-based control of near-obstacle flight*. Autonomous Robots, vol. 27, no. 3, pages 201–219, 2009. 31, 33, 92

- [Bouguet 2002] JY Bouguet. *Pyramidal implementation of the Lucas Kanade feature tracker : Description of the algorithm*. Intel Corporation Microprocessor Research Labs. OpenCV documents, 2002. [79](#)
- [Bourquardez 2007a] O. Bourquardez et F. Chaumette. *Visual Servoing of an Airplane for Alignment with respect to a Runway*. In IEEE Int. Conf. on Robotics and Automation, ICRA'07, Rome, Italy, 2007. [90](#), [91](#), [103](#), [107](#), [108](#)
- [Bourquardez 2007b] O. Bourquardez et F. Chaumette. *Visual servoing of an airplane for auto-landing*. In IEEE/RSJ Int. Conf. on Intelligent Robots and Systems, IROS'07, San Diego, CA, 2007. [90](#), [121](#)
- [Brooker 2000] G. Brooker et T. Carter. *A Millimetre Wave Radar Sensor for Autonomous Navigation and Landing*. In Australian Conference on Robotics and Automation, Melbourne, Australia, pages 59–64, 2000. [167](#)
- [Brown 1992] L.G. Brown. *A survey of image registration techniques*. ACM computing surveys (CSUR), vol. 24, no. 4, pages 325–376, 1992. [78](#)
- [Brown 1996] J.A. Brown. *Autonomous landing guidance program*. In Proceedings of SPIE, volume 2736, page 21, 1996. [62](#)
- [Bruggemann 2011] T.S. Bruggemann, J.J. Ford et R.A. Walker. *Control of aircraft for inspection of linear infrastructure*. IEEE Transactions on Control Systems Technology, vol. 19, no. 6, pages 1397–1409, 2011. [32](#)
- [Bui 1997] L.Q. Bui, M.R. Franklin, C. Taylor et G. Neilson. *Autonomous landing guidance system validation*. In Proceedings of SPIE, volume 3088, page 19, 1997. [62](#)
- [Campoy 2009] P. Campoy, J.F. Correa, I. Mondragón, C. Martínez, M. Olivares, L. Mejías et J. Artieda. *Computer vision onboard UAVs for civilian tasks*. Unmanned Aircraft Systems, pages 105–135, 2009. [32](#)
- [Can 2008] D. Can, W. Yingxun, W. Jinti et M. Miao. *Computer Vision Assisted Autonomous Landing of UAV*. Acta Aeronautica Et Astronautica Sinica S, vol. 1, 2008. [65](#)
- [Cao 2012] YF Cao, M. Ding, LK Zhuang, YX Cao, SY Shen et B. Wang. *Vision-based Guidance, Navigation and Control for Unmanned Aerial Vehicle Landing*. 2012. [65](#)
- [Caron 2012] G. Caron, A. Dame et E. Marchand. *L'information mutuelle pour l'estimation visuelle directe de pose*. In 18e congrès francophone AFRIF-AFIA Reconnaissance des Formes et Intelligence Artificielle, RFIA 2012, Lyon, France, January 2012. [79](#), [167](#)
- [Cesetti 2010] A. Cesetti, E. Frontoni, A. Mancini, P. Zingaretti et S. Longhi. *A vision-based guidance system for UAV navigation and safe landing using natural landmarks*. Journal of Intelligent & Robotic Systems, vol. 57, no. 1, pages 233–257, 2010. [33](#), [65](#)
- [Chahl 2004] JS Chahl, MV Srinivasan et SW Zhang. *Landing strategies in honeybees and applications to uninhabited airborne vehicles*. The International Journal of Robotics Research, vol. 23, no. 2, pages 101–110, 2004. [33](#)
- [Charnley 1958] WJ Charnley. *A survey of approach and landing aids*. Proceedings of the IEE-Part B : Radio and Electronic Engineering, vol. 105, no. 9, pages 333–343, 1958. [33](#), [93](#)
- [Chatterji 1997] GB Chatterji, PK Menon et B. Sridhar. *GPS/machine vision navigation system for aircraft*. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, vol. 33, no. 3, pages 1012–1025, 1997. [64](#), [65](#)

- [Chatterji 1998] G.B. Chatterji, P.K. Menon et B. Sridhar. *Vision-based position and attitude determination for aircraft night landing*. Journal of guidance, control, and dynamics, vol. 21, no. 1, pages 84–92, 1998. [33](#)
- [Chaumette 1990] F. Chaumette. *La relation vision-commande : théorie et application à des tâches robotiques*. PhD thesis, Université de Rennes 1, Mention informatique, July 1990. [88](#), [104](#)
- [Chaumette 2004] F. Chaumette. *Image moments : a general and useful set of features for visual servoing*. IEEE Trans. on Robotics, vol. 20, no. 4, pages 713–723, August 2004. [88](#)
- [Chaumette 2006] F. Chaumette et S. Hutchinson. *Visual servo control, Part I : Basic approaches*. IEEE Robotics and Automation Magazine, vol. 13, no. 4, pages 82–90, 2006. [89](#), [104](#)
- [Chaumette 2007] F. Chaumette et S. Hutchinson. *Visual Servo Control, Part II : advanced approaches*. IEEE Robotics and Automation Magazine, vol. 14, no. 1, pages 109–118, 2007. [89](#), [131](#), [154](#)
- [Chief of naval operations 1997] Chief of naval operations. *NATOPS Landing Signal Officer Manual*, 1997. [23](#)
- [Collewet 2011] C. Collewet et E. Marchand. *Photometric visual servoing*. IEEE Trans. on Robotics, vol. 27, no. 4, pages 828–834, August 2011. [88](#)
- [Comport 2006] A.I. Comport, E. Marchand, M. Pressigout et F. Chaumette. *Real-time markerless tracking for augmented reality : the virtual visual servoing framework*. IEEE Trans. on Visualization and Computer Graphics, vol. 12, no. 4, pages 615–628, July 2006. [67](#), [69](#), [70](#)
- [Cook 2007] M.V. Cook. Flight dynamics principles. ELSEVIER, 2007. [94](#), [97](#), [110](#)
- [Coutard 2011a] L. Coutard et F. Chaumette. *Visual detection and 3D model-based tracking for landing on aircraft carrier*. In IEEE Int. Conf. on Robotics and Automation, ICRA’11, Shanghai, China, May 2011. [45](#)
- [Coutard 2011b] L. Coutard, F. Chaumette et J.-M. Pfimlin. *Automatic landing on aircraft carrier by visual servoing*. In IEEE/RSJ Int. Conf. on Intelligent Robots and Systems, IROS’11, San Francisco, USA, September 2011. [91](#), [93](#)
- [Craighead 2007] J. Craighead, R. Murphy, J. Burke et B. Goldiez. *A survey of commercial & open source unmanned vehicle simulators*. In IEEE International Conference on Robotics and Automation, ICRA’07, pages 852–857. IEEE, 2007. [39](#)
- [Crétual 2001] A. Crétual et F. Chaumette. *Visual servoing based on image motion*. Int. Journal of Robotics Research, vol. 20, no. 11, pages 857–877, November 2001. [88](#)
- [Dame 2010] A. Dame. *A unified direct approach for visual servoing and visual tracking using mutual information*. PhD thesis, Université de Rennes 1, Mention informatique, December 2010. [79](#)
- [Dame 2012a] A. Dame et E. Marchand. *Mutual information-based visual servoing*. IEEE Trans. on Robotics, vol. 27, no. 5, pages 958–969, october 2012. [88](#)
- [Dame 2012b] A. Dame et E. Marchand. *Second order optimization of mutual information for real-time image registration*. IEEE Transactions on Robotics, 2012. [68](#), [78](#)

- [Dansac 1994] J. Dansac. *Optronique : introduction*. Techniques de l'ingénieur. Informatique industrielle, no. E4000, 1994. 29, 31
- [Daquan 2007] T. Daquan et Z. Hongyue. *Vision based navigation algorithm for autonomic landing of UAV without heading & attitude sensors*. In Third International IEEE Conference on Signal-Image Technologies and Internet-Based System, SITIS'07, pages 972–978. IEEE, 2007. 65
- [Dassault Aviation 2009] Dassault Aviation. *Page internet du projet Pégase*, 2009. Page <http://dassault.ddo.net/pegase/> consultée le 6 août 2012. 33, 40, 65, 69, 71
- [De Ferrier 1999] B. De Ferrier et B. Langlois. *Simulation tools in the calculation of aircraft-ship interface operational limits*. In RTO Meeting proceedings, 1999. 21
- [de Plinval 2011] H. de Plinval, P. Morin, P. Mouyon et T. Hamel. *Visual Servoing for Underactuated VTOL UAVs : a Linear, Homography-Based Approach*. In IEEE International Conference on Robotics and Automation, ICRA'11, pages 3004–3010. IEEE, 2011. 92
- [Delabarre 2012] B. Delabarre et E. Marchand. *Visual Servoing using the Sum of Conditional Variance*. In IEEE/RSJ Int. Conf. on Intelligent Robots and Systems, IROS'12, Vilamoura, Portugal, October 2012. 88
- [Derx 2008] F. Derx et J.L. Sorin. *Inspection des ouvrages d'art par drone : Bilan et perspectives des travaux du LCPC*. Bulletin des laboratoires des ponts et chaussées, vol. 273, pages 39–55, 2008. 32
- [Dibley 2007] R.P. Dibley, M.J. Allen, N. Nabaa et N. Sparks. *Autonomous Airborne Refueling Demonstration, Phase I Flight-Test Results*. Rapport technique, NASA, 2007. 32
- [Dickmanns 1992] ED Dickmanns et F.R. Schell. *Autonomous landing of airplanes by dynamic machine vision*. In IEEE Workshop on Applications of Computer Vision, pages 172–179. IEEE, 1992. 33
- [Dionnet 2007] F. Dionnet et E. Marchand. *Robust stereo tracking for space robotic applications*. IEEE/RSJ Int. Conf. on Intelligent Robots and Systems, IROS'07, pages 3373–3378, October 2007. 69
- [Dobrokhodov 2006] V.N. Dobrokhodov, I.I. Kaminer, K.D. Jones et R. Ghabcheloo. *Vision-based tracking and motion estimation for moving targets using small UAVs*. In American Control Conference, 2006, pages 6–pp. IEEE, 2006. 33
- [DoD 2001] DoD et DoT. *2001 Federal Radionavigation Systems*. Rapport technique, Department of Defense and Department of Transportation, 2001. 27
- [Doehler 1998] H.U. Doehler, P. Hecker et R. Rodloff. *Image Data Fusion for Enhanced Situation Awareness*. NASA, 1998. 167
- [Doehler 2004] H.U. Doehler et B.R. Korn. *Autonomous infrared-based guidance system for approach and landing*. In Proceedings of SPIE, volume 5424, page 140, 2004. 66
- [Doehler 2006] H.U. Doehler et B. Korn. *EVS based approach procedures : IR-image analysis and image fusion to support pilots in low visibility*. In 25th Congress of the International Council of the Aeronautical Science, ICAS'06, Hamburg, Germany, 2006. 66, 67
- [Egbert 2007] J. Egbert et R.W. Beard. *Low altitude road following constraints using strap-down EO cameras on miniature air vehicles*. In American Control Conference, ACC'07, pages 353–358. IEEE, 2007. 32



- [Entzinger 2008] J.O. Entzinger et S. Suzuki. *Visual Cues in Manual Landing of Airplanes*. In KSAS-JSASS Joint Int. Symp. on Aerospace Engineering, 2008. 21
- [Entzinger 2009] J.O. Entzinger et S. Suzuki. *Modeling of the Human Pilot in Aircraft Landing Control*. In 10th APRU Doctoral Students Conference. Association of Pacific Rim Universities, 2009. 18, 20
- [Ertem 2005] MC Ertem. *An airborne synthetic vision system with HITS symbology using X-Plane for a head up display*. In Digital Avionics Systems Conference, DASC'05, volume 2, pages 6–pp. IEEE, 2005. 40
- [Espiau 1992] B. Espiau, F. Chaumette et P. Rives. *A new approach to visual servoing in robotics*. IEEE Transactions on Robotics and Automation, vol. 8, no. 3, pages 313–326, 1992. 70, 88
- [Fefilatyev 2010] S. Fefilatyev, D. Goldgof et C. Lembke. *Tracking Ships from Fast Moving Camera through Image Registration*. In International Conference on Pattern Recognition, ICPR'10, pages 3500–3503. IEEE, 2010. 50
- [Femiano ] D. Femiano. *Automatic Carrier Landing System (ACLS)*. Document consulté le 11 juillet 2012 sur <http://www.tsretirees.org/memory/Femiano.doc>. 25
- [Fontenoy 2006] P.E. Fontenoy. *Aircraft carriers : an illustrated history of their impact*. Abcclio, 2006. 13
- [Forsyth 2002] D.A. Forsyth et J. Ponce. *Computer vision : a modern approach*. Prentice Hall Professional Technical Reference, 2002. 46
- [Franceschi 2012] L. Franceschi. *Drone Hijacking ? That's Just the Start of GPS Troubles*, july 2012. Page <http://www.wired.com/dangerroom/2012/07/drone-hijacking/all/> consultée le 6 août 2012. 12
- [Fulghum 2007] D. Fulghum. *No hands*. Aviation Week, pages 44–46, june 2007. 11, 167
- [Fürst 1999] S. Fürst et E.D. Dickmanns. *A vision based navigation system for autonomous aircraft*. Robotics and Autonomous Systems, 1999. 67
- [Galanis 1996] G. Galanis, A. Jennings et P. Beckett. *Glide-Path Control Information from Runway Shape*. In SimTecT, Melbourne, Australia, 1996. 20
- [Gandhi 2000] T. Gandhi, S. Devadiga, R. Kasturi et O. Camps. *Detection of obstacles on runways using ego-motion compensation and tracking of significant features*. Image and Vision Computing, vol. 18, no. 10, pages 805–815, 2000. 49, 50
- [Garcia 2010] R. Garcia et L. Barnes. *Multi-UAV simulator utilizing X-Plane*. In Selected papers from the 2nd International Symposium on UAVs, pages 393–406. Springer, 2010. 40
- [Gebre-Egziabher 2010] D. Gebre-Egziabher et Y. Shao. *Model for JPALS/SRGPS Flexure and Attitude Error Allocation*. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, vol. 46, no. 2, pages 483–495, 2010. 26
- [Germain 1991] P. Germain. *L'avion... de quoi s'agit il ?* Dassault Aviation, 1991. 6, 7, 17
- [Geyer 2008] C. Geyer, S. Singh et L. Chamberlain. *Avoiding collisions between aircraft : State of the art and requirements for UAVs operating in civilian airspace*. Robotics Institute, Carnegie Mellon University, Tech. Rep. CMU-RI-TR-08-03, 2008. 33

- [Ghyzel 2000] P.A. Ghyzel. *Vision-Based Navigation for Autonomous Landing of Unmanned Aerial Vehicles*. PhD thesis, Naval Postgraduate School Monterey, 2000. 64
- [Gibb 2010] R. Gibb, R. Gray et L. Scharff. Aviation visual perception research misperception and mishaps. ASHGATE, 2010. 20, 90
- [Gilbert 1980] A.L. Gilbert, M.K. Giles, G.M. Flachs, R.B. Rogers et U.Y. Hsun. *A real-time video tracking system*. IEEE Transactions on Pattern Analysis and Machine Intelligence, no. 1, pages 47–56, 1980. 149
- [Goktogan 2006] A. Goktogan, G. Brooker et and Sukkariéh. *A compact millimeter wave radar sensor for unmanned air vehicles*. In Field and Service Robotics, pages 311–320. Springer, 2006. 167
- [Golightly 2005] I. Golightly et D. Jones. *Visual control of an unmanned aerial vehicle for power line inspection*. In 12th International Conference on Advanced Robotics, ICAR'05, pages 288–295. IEEE, 2005. 32
- [Gonçalves 2009] T.F. Gonçalves, J.R. Azinheira et P. Rives. *Vision-based autonomous approach and landing for an aircraft using a direct visual tracking method*. International Conference on Informatics in Control, Automation and Robotics, 2009. 68
- [Gonçalves 2010] T. Gonçalves, J. Azinheira et P. Rives. *Homography-based visual servoing of an aircraft for automatic approach and landing*. In IEEE Int. Conf. on Robotics and Automation, ICRA'10, 2010. 68, 91, 131
- [Gong 2006] X. Gong, A.L. Abbott et G. Fleming. *A Survey of Techniques for Detection and Tracking of Airport Runways*. In 44th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno, Nevada, Jan, pages 9–12, 2006. 68
- [Gonzalez 2008] R.C. Gonzalez et R.E. Woods. Digital image processing. Prentice Hall, 2008. 56
- [Gonçalves 2010] T. Gonçalves. *Aircraft Control by Visual Servoing*. PhD thesis, IST/TULisbon, Portugal, and University of Nice - Sophia Antipolis, France, 2010. 79, 91
- [Goodall 2003] J.C. Goodall et J. Miller. Lockheed's sr-71 "blackbird" family. Aerofax, 2003. 9
- [Gorman 2009] S. Gorman, Y.J. Dreazen et A. Cole. *Insurgents hack US drones*. The Wall Street Journal, december 2009. 12
- [Gray 2002] G. Gray. *Radar imaging with ALG-the on-board low visibility landing aid*. In Aviation Surveillance Systems, pages 10–1. IET, 2002. 167
- [Gregory 2009] A. Gregory. *La postcombustion du moteur à pistons*. Fana de l'aviation, no. 472, page 18, mars 2009. 6
- [Griffiths 2007] S. Griffiths, J. Saunders, A. Curtis, B. Barber, T. McLain et R. Beard. *Obstacle and terrain avoidance for miniature aerial vehicles*. Advances in Unmanned Aerial Vehicles, pages 213–244, 2007. 32, 33
- [Grimberg 2001] E. Grimberg. *Enhanced vision system (EVS) camera for landing*. Enhanced and Synthetic Vision 2001, vol. 4363, pages 86–94, 2001. 33
- [Grumman 2010] Northrop Grumman. *AN/AAQ-37 EO DAS for the F-35*, 2010. Page Youtube <http://www.youtube.com/watch?v=e1NrFZddihQ> consultée le 5 septembre 2012. 37, 38

- [Guell 2000] J. Guell. *FLILO (FLying Infrared for Low-level Operations) an enhanced vision system*. Aerospace and Electronic Systems Magazine, IEEE, vol. 15, no. 9, pages 31–35, 2000. [62](#)
- [Hafez 2008] A.H.A. Hafez, E. Cervera et CV Jawahar. *Hybrid visual servoing by boosting IBVS and PBVS*. In 3rd International Conference on Information and Communication Technologies : From Theory to Applications, ICTTA'08, pages 1–6. IEEE, 2008. [89](#)
- [Hager 1998] G.D. Hager et P.N. Belhumeur. *Efficient region tracking with parametric models of geometry and illumination*. IEEE Transactions on Pattern Analysis and Machine Intelligence, vol. 20, no. 10, pages 1025–1039, 1998. [78](#)
- [Hamel 2002] T. Hamel et R. Mahony. *Visual servoing of an under-actuated dynamic rigid-body system : an image-based approach*. IEEE Transactions on Robotics and Automation, vol. 18, no. 2, pages 187–198, 2002. [91](#)
- [Hamel 2004] T. Hamel et R. Mahony. *Pure 2D Visual Servo control for a class of under-actuated dynamic systems*. In IEEE International Conference on Robotics and Automation, ICRA'04, volume 3, pages 2229–2235. IEEE, 2004. [91](#)
- [Hamza 2009] R. Hamza, M.I. Mohamed, D. Ramegowda et V. Rao. *Runway Positioning and Moving Object Detection Prior to Landing*. Augmented Vision Perception in Infrared, pages 243–269, 2009. [66](#)
- [Hartley 2003] R. Hartley et A. Zisserman. Multiple view geometry in computer vision, second edition. Cambridge University Press, 2003. [46](#), [48](#)
- [He 2006] Z. He, R.V. Iyer et P.R. Chandler. *Vision-based UAV flight control and obstacle avoidance*. In American Control Conference, 2006, pages 5–pp. IEEE, 2006. [33](#)
- [Henrotin 2011] J. Henrotin. *Quelques éléments d'analyse des aéronavales contemporaines*. Défense et sécurité internationale Hors-Série, no. 20, pages 08–13, 2011. [14](#), [16](#)
- [Hérissé 2012] B. Hérissé, T. Hamel, R. Mahony et F. Russotto. *Landing a vtol unmanned aerial vehicle on a moving platform using optical flow*. IEEE Transactions on Robotics, no. 99, pages 1–13, 2012. [33](#), [92](#)
- [Hing 2009] J.T. Hing et P.Y. Oh. *Development of an unmanned aerial vehicle piloting system with integrated motion cueing for training and pilot evaluation*. Journal of Intelligent & Robotic Systems, vol. 54, no. 1, pages 3–19, 2009. [40](#)
- [Hude 2010] H. Hude. *Peut-on mener avec des robots une autre guerre que la guerre totale ?* Défense et sécurité internationale Hors-Série, no. 10, pages 32–33, Mars 2010. [12](#)
- [Huff 1991] R. W. Huff et G. K. Kessler. *Enhanced displays, flight controls, and guidance systems for approach and landing*. AGARD, Aircraft Ship Operations, 1991. [25](#)
- [Huh 2010] S. Huh et D.H. Shim. *A vision-based automatic landing method for fixed-wing uavs*. In Selected papers from the 2nd International Symposium on UAVs, Reno, Nevada, USA June 8–10, 2009, pages 217–231. Springer, 2010. [92](#)
- [Hull 2007] D.G. Hull. Fundamentals of airplane flight mechanics. Springer, 2007. [94](#), [97](#)
- [Hurak 2012] Z. Hurak et M. Rezac. *Image-Based Pointing and Tracking for Inertially Stabilized Airborne Camera Platform*. IEEE Transactions on Control Systems Technology, no. 99, pages 1–14, 2012. [32](#), [153](#)

- [Hutchinson 1996] S. Hutchinson, G.D. Hager et P.I. Corke. *A tutorial on visual servo control*. IEEE Transactions on Robotics and Automation, vol. 12, no. 5, pages 651–670, 1996. [88](#)
- [Ito 2002] D. Ito et L.B.J.S. Center. Reentry vehicle flight controls design guidelines : dynamic inversion. National Aeronautics and Space Administration, Lyndon B. Johnson Space Center, 2002. [110](#)
- [Jean 2011] G.V. Jean. *New sensor aims to give F-35 pilots a 'window into the night'*. National Defense, vol. 96, no. 693, page 18, August 2011. [24](#)
- [Kallem 2007] V. Kallem, M. Dewan, J.P. Swensen, G.D. Hager et N.J. Cowan. *Kernel-based visual servoing*. In IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems, IROS'07, pages 1975–1980. IEEE, 2007. [88](#)
- [Kaminer 1999] I. Kaminer, A. Pascoal et W. Kang. *Integrated vision/inertial navigation system design using nonlinear filtering*. In American Control Conference, 1999. Proceedings of the 1999, volume 3, pages 1910–1914. IEEE, 1999. [33](#)
- [Kasturi 1994] R. Kasturi, S. Devadiga et Y.L. Tang. *A model-based approach for detection of runways and other objects in image sequences acquired using an on-board camera*. NASA STI/Recon Technical Report N, vol. 94, page 36812, 1994. [66](#)
- [Kermorgant 2011] O. Kermorgant et F. Chaumette. *Combining IBVS and PBVS to ensure the visibility constraint*. In IEEE/RSJ Int. Conf. on Intelligent Robots and Systems, IROS'11, pages 2849–2854, San Francisco, USA, September 2011. [89](#)
- [Kerr 1995] R. Kerr, D.P. Pond et S. Inman. *Infrared-optical multisensor for autonomous landing guidance*. In Proceedings of SPIE, volume 2463, page 38, 1995. [62](#)
- [Khan 2005] A. Khan, C. Bil et KE Marion. *Ship motion prediction for launch and recovery of air vehicles*. In OCEANS, 2005. Proceedings of MTS/IEEE, pages 2795–2801. IEEE, 2005. [142](#)
- [Kimmettt 2002] J. Kimmettt, J. Valasek et J.L. Junkins. *Vision based controller for autonomous aerial refueling*. In International Conference on Control Applications, volume 2, pages 1138–1143. IEEE, 2002. [32](#)
- [Korn 2000] B. Korn, P. Hecker et HU Döhler. *Robust Sensor Data Fusion for Board-autonomous Navigation During Approach and Landing*. In International Symposium on Precision Approach and Automatic Landing, ISPA 2000, pages 451–457, 2000. [33](#)
- [Kummer 1999] S. Kummer, G. Hardier et C. Lambert. *Heel compensation for the Charles de Gaulle aircraft carrier : principles and control structure*. RTO Meeting proceedings, 1999. [21](#)
- [Kummer 2011] N. Kummer, H. Firouzi, D. Jacobs et H. Najjaran. *Autonomous UAV Landing via eye in hand visual servoing*. 2011. [92](#)
- [Langlois 2011] P. Langlois. *Chine et Russie, le même combat aéronaval ?* Défense et sécurité internationale Hors-Série, no. 20, pages 92–95, 2011. [14](#)
- [Le Bras 2009] F. Le Bras et T. Hamel. *Nonlinear Image-Based Visual Servo Controller for Automatic Landing Guidance of a Fixed-Wing Aircraft*. In European Control Conference, ECC'09, 2009. [33](#), [91](#), [92](#), [168](#)

- [Le Bras 2010] F. Le Bras, T. Hamel et R. Mahony. *Image-based visual servo control for circular trajectories for a fixed-wing aircraft*. In IEEE Conference on Decision and Control and Chinese Control Conference, CDC/CCC'09, pages 3430–3435. IEEE, 2010. [92](#)
- [Le Guilloux 1991] Y. Le Guilloux et R. Feuilloy. *Approche et appontage assistés par traitement d'image embarqué sur aéronef*. AGARD, Aircraft Ship Operations, 1991. [66](#), [67](#)
- [Lee 2011] Daewon Lee, Hyon Lim et H.J. Kim. *Obstacle avoidance using image-based visual servoing integrated with nonlinear model predictive control*. In 50th IEEE Conference on Decision and Control and European Control Conference, CDC-ECC'11, pages 5689–5694, 2011. [33](#)
- [Lee 2012] Daewon Lee, T. Ryan et H.J. Kim. *Autonomous landing of a VTOL UAV on a moving platform using image-based visual servoing*. In IEEE International Conference on Robotics and Automation ICRA'12, 2012. [33](#), [92](#)
- [Lefranc 1922] J.A. Lefranc. Les avions. Bibliothèque des merveilles. Hachette, 1922. [6](#)
- [Legrand 2010] J.-V. Legrand. *AASM strap down imaging system*. In OPTRO 2010 International Symposium, Paris, France, 2010. AAAF. [31](#), [32](#)
- [Li 2010] Z. Li, N. Hovakimyan, V. Dobrokhodov et I. Kammer. *Vision-based target tracking and motion estimation using a small UAV*. In IEEE Conference on Decision and Control, CDC'10, pages 2505–2510. IEEE, 2010. [33](#), [168](#)
- [Li 2012] F. Li, L. Tan et L. Tang. *Computer Vision Assisted UAV Landing Based on Runway Lights*. Binggong Zidonghua/ Ordnance Industry Automation, vol. 31, no. 1, pages 11–13, 2012. [65](#)
- [Lippiello 2007] V. Lippiello, B. Siciliano et L. Villani. *Position-based visual servoing in industrial multirobot cells using a hybrid camera configuration*. IEEE Transactions on Robotics, vol. 23, no. 1, pages 73–86, 2007. [88](#)
- [Liu 2006] T. Liu et G. Fleming. *Videogrammetric determination of aircraft position and attitude for vision-based autonomous landing*. In 44th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 2006. [64](#)
- [LIU 2007] X. LIU, Y. CAO et C. SHEN. *Estimation algorithm of orientation and position for UAV landing based on corresponding lines calibration*. Transducer and Microsystem Technologies, vol. 9, 2007. [66](#)
- [Loeb 1970] J.-L. Loeb. *Automatic landing systems are here*. AGARD, Aircraft Landing Systems, 1970. [2](#), [25](#), [136](#), [142](#)
- [Longchamp 2010] R. Longchamp. *Commande numérique de systèmes dynamiques : cours d'automatique*, volume 1. PPUR, 2010. [142](#)
- [Lowe 1999] D.G. Lowe. *Object recognition from local scale-invariant features*. In International Conference on Computer Vision, ICCV'99, page 1150–1157, 1999. [65](#)
- [Ma 2003] Y. Ma, S. Soatto, J. Kosecka et S. Sastry. *An invitation to 3d vision, from images to models*, chapitre 3.3. Springer Verlag, 2003. [46](#)
- [Magni 1997] J.F. Magni, S. Bannani et J. Terlow. *Robust flight control : (a design challenge)*. Springer, 1997. [110](#)



- [Mahony 2005] R. Mahony et T. Hamel. *Image-based visual servo control of aerial robotic systems using linear image features*. IEEE Transactions on Robotics, vol. 21, no. 2, pages 227–239, 2005. [91](#)
- [Malis 1999] E. Malis, F. Chaumette et S. Boudet. *2 1/2 D Visual Servoing*. IEEE Trans. on Robotics and Automation, vol. 15, no. 2, pages 238–250, April 1999. [89](#)
- [Malis 2004] E. Malis. *Improving vision-based control using efficient second-order minimization techniques*. In IEEE International Conference on Robotics and Automation, ICRA'04, volume 2, pages 1843–1848. IEEE, 2004. [89](#)
- [Malis 2007] E. Malis et M. Vargas. *Deeper understanding of the homography decomposition for vision-based control*. Rapport technique, INRIA, 2007. [49](#)
- [Mammarella 2008] M. Mammarella, G. Campa, M.R. Napolitano, M.L. Fravolini, Y. Gu et M.G. Perhinschi. *Machine vision/GPS integration using EKF for the UAV aerial refueling problem*. IEEE Transactions on Systems, Man, and Cybernetics, Part C : Applications and Reviews, vol. 38, no. 6, pages 791–801, 2008. [32](#)
- [Marchand 2002] E. Marchand et F. Chaumette. *Virtual visual servoing : a framework for real-time augmented reality*. Computer Graphics Forum, vol. 21, no. 3, pages 289–298, 2002. [56](#), [70](#), [79](#)
- [Marchand 2005] E. Marchand, F. Spindler et F. Chaumette. *ViSP for visual servoing : a generic software platform with a wide class of robot control skills*. IEEE Robotics and Automation Magazine, vol. 12, no. 4, pages 40–52, December 2005. [40](#), [69](#)
- [Martinet 1997] P. Martinet, N. Daucher, J. Gallice et M. Dhome. *Robot control using monocular pose estimation*. Workshop on New Trends in Image-based Robot Servoing, IROS'97, vol. 97, pages 1–12, 1997. [88](#)
- [Martínez 2011a] C. Martínez, L. Mejias et P. Campoy. *A Multi-resolution Image Alignment Technique Based on Direct Methods for Pose Estimation of Aerial Vehicles*. In International Conference on Digital Image Computing Techniques and Applications, DICTA'11, pages 542–548. IEEE, 2011. [68](#)
- [Martínez 2011b] C. Martínez, I.F. Mondragón, M.A. Olivares-Méndez et P. Campoy. *On-board and Ground Visual Pose Estimation Techniques for UAV Control*. Journal of Intelligent & Robotic Systems, vol. 61, no. 1, pages 301–320, 2011. [64](#), [65](#)
- [Maslov 1998] L.A. Maslov, N.O. Valuev et A.V. Zharinov. *The experience of aerodynamic disturbances research behind an aircraft-carrier ship with elements for safe operation of ship-based aircraft*. NATO RTO Applied Vehicle Technology Panel (AVT) Symposium on Fluid Dynamics Problems of Vehicles Operating Near or in the Air–Sea Interface, 1998. [22](#)
- [Masten 2008] M.K. Masten. *Inertially stabilized platforms for optical imaging systems*. IEEE Control Systems Magazine, vol. 28, no. 1, pages 47–64, 2008. [32](#), [149](#)
- [MBDA 2008] MBDA. *DDM-NG, Air Missile Warning System For Rafale*, 2008. Plaquette publicitaire. [30](#)
- [Meilland 2012] M. Meilland. *Cartographie RGB-D dense pour la localisation visuelle temps-réel et la navigation autonome*. PhD thesis, Ecole Nationale Supérieure des Mines de Paris, 2012. [79](#)

- [Meng 2006] D. Meng, C. Yun-feng et G. Lin. *A method to recognize and track runway in the image sequences based on template matching*. In 1st International Symposium on Systems and Control in Aerospace and Astronautics, ISSCAA'06, pages 4–pp. IEEE, 2006. [67](#)
- [Menon 1996] PK Menon et G.B. Chatterji. Machine-vision aids for improved flight operations : Final technical report. National Aeronautics and Space Administration, 1996. [20](#), [65](#)
- [Mercier 2011] J.-J. Mercier. *Inde, un géant aéronaval potentiel ?* Défense et sécurité internationale Hors-Série, no. 20, pages 96–97, 2011. [15](#)
- [Metni 2007] N. Metni et T. Hamel. *A uav for bridge inspection : Visual servoing control law with orientation limits*. Automation in construction, vol. 17, no. 1, pages 3–10, 2007. [32](#)
- [Miller 2008] A. Miller, M. Shah et D. Harper. *Landing a UAV on a runway using image registration*. In IEEE International Conference on Robotics and Automation, ICRA'08, pages 182–187, 2008. [33](#), [65](#), [91](#), [103](#), [107](#), [108](#), [109](#)
- [Moir 2006] I. Moir, A.G. Seabridge et M. Jukes. Military avionics systems. Wiley Online Library, 2006. [149](#)
- [Mourikis 2007] A.I. Mourikis, N. Trawny, S.I. Roumeliotis, A. Johnson et L. Matthies. *Vision-aided inertial navigation for precise planetary landing : Analysis and experiments*. In Robotics Systems and Science Conference. Citeseer, 2007. [33](#)
- [Murray 1994] D. Murray et A. Basu. *Motion tracking with an active camera*. IEEE Transactions on Pattern Analysis and Machine Intelligence, vol. 16, no. 5, pages 449–459, 1994. [149](#)
- [Météo France 2009] Météo France. *Guide marine, édition 2009*. Rapport technique, 2009. [21](#)
- [Naish 1972] JM Naish. *Control information in visual flight*. In Seventh Annual Conference on Manual Control, volume 281, page 167, 1972. [20](#)
- [Navy 1946] US Navy. *United States Navy training film : flight safety*, 1946. Vidéo de formation de l'US Navy. [1](#), [2](#), [168](#)
- [Navy 1993] US Navy. *Aviation electronics technician 1 (organizational), NAVEDTRA 14030*, 1993. Nonresident training course. [25](#)
- [Navy 1994] US Navy. *Electronics Technician Volume 5-Navigation Systems, NAVEDTRA 14090*, 1994. Nonresident training course. [27](#)
- [Niblock 2008] J. Niblock, J.-X. Peng, K. McMenemy et G.W. Irwin. *Fast model-based feature matching technique applied to airport lighting*. IET Science, Measurement and Technology, pages 160–176, 2008. [65](#)
- [Norris Jr 1999] V.J. Norris Jr, R.S. Evans et D.G. Currie. *Performance comparison of visual, infrared, and ultraviolet sensors for landing aircraft in fog*. In Digital Avionics Systems Conference, DASC'99, volume 1. IEEE, 1999. [33](#), [62](#)
- [Odobez 1995] J.M. Odobez et P. Bouthemy. *Robust multiresolution estimation of parametric motion models*. Journal of visual communication and image representation, vol. 6, no. 4, pages 348–365, 1995. [79](#)



- [OKTAL-SE 2012] OKTAL-SE. *SE-FAST-IG*, 2012. Plaquette publicitaire. [40](#), [167](#)
- [Oliveira 2012] T. Oliveira et P. Encarnação. *Ground Target Tracking Control System for Unmanned Aerial Vehicles*. Journal of Intelligent & Robotic Systems, pages 1–15, 2012. [33](#)
- [Optronique 2008a] THALES Optronique. *Damocles, 3rd Generation Multi-function Targeting pod*, 2008. Plaquette publicitaire. [30](#), [31](#)
- [Optronique 2008b] THALES Optronique. *FSO, Front Sector Optronics*, 2008. Plaquette publicitaire. [30](#)
- [Ozuysal 2007] M. Ozuysal, P. Fua et V. Lepetit. *Fast keypoint recognition in ten lines of code*. IEEE Conference on Conference on Computer Vision and Pattern Recognition, CVPR'07, vol. 1, pages 1–8, 2007. [64](#), [65](#)
- [Pattison 1991] J.H. Pattison et R.R. Bushway. *Deck motion criteria for carrier aircraft operations*. AGARD, Aircraft Ship Operations, 1991. [21](#)
- [Paul 1962] Knight Williams Irving Paul Forbath Frank. *Automatic correlation comparator*, 1962. [12](#)
- [Petit 2011] A. Petit, E. Marchand et K. Kanani. *Vision-based Space Autonomous Rendezvous : A Case Study*. In IEEE/RSJ Int. Conf. on Intelligent Robots and Systems, IROS'11, pages 619–624, San Francisco, USA, September 2011. [69](#)
- [Petit 2012] A. Petit, E. Marchand et K. Kanani. *Tracking complex targets for space rendezvous and debris removal applications*. In IEEE/RSJ Int. Conf. on Intelligent Robots and Systems, IROS'12, Vilamoura, Portugal, October 2012. [71](#), [167](#)
- [Pham 2009] N.T. Pham et J.P. Le Cadre. *Vision based aircraft tracking under LPC coordinate system*. In System Identification, volume 15, pages 1387–1392, 2009. [33](#)
- [Proctor 2005] A.A. Proctor et E.N. Johnson. *Vision-only approach and landing*. In AIAA Guidance, Navigation and Control Conference. Citeseer, 2005. [33](#), [64](#)
- [Qi-Dan 2009] Z. Qi-Dan, W. Tong, Z. Wen et Z. Fang. *Variable structure approach power compensation system design of an automatic carrier landing system*. In Control and Decision Conference, 2009. CDC'09. Chinese. IEEE, 2009. [26](#)
- [Qiu 2003] L. Qiu, Z. Song et W. Shen. *Examination of a computer vision system used for the automatic landing of unmanned helicopter on ship*. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, vol. 29, no. 2, pages 99–102, 2003. [66](#)
- [Rathinam 2005] S. Rathinam, Z. Kim, A. Soghikian et R. Sengupta. *Vision based following of locally linear structures using an unmanned aerial vehicle*. In IEEE Conference on Decision and Control and European Control Conference, CDC-ECC'05, pages 6085–6090. IEEE, 2005. [32](#)
- [Ribeiro 2010] L.R. Ribeiro et N.M.F. Oliveira. *UAV autopilot controllers test platform using Matlab/Simulink and X-Plane*. In IEEE Frontiers in Education Conference, FIE'10. IEEE, 2010. [40](#)
- [Richa 2011] R. Richa, R. Sznitman, R. Taylor et G. Hager. *Visual tracking using the sum of conditional variance*. In IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems, IROS'11, pages 2953–2958. IEEE, 2011. [68](#)

- [Rife 2008] J. Rife, S. Khanafseh, S. Pullen, D. De Lorenzo, U.S. Kim, M. Koenig, T.Y. Chiou, B. Kempny et B. Pervan. *Navigation, interference suppression, and fault monitoring in the sea-based joint precision approach and landing system*. Proceedings of the IEEE, vol. 96, no. 12, pages 1958–1975, 2008. [26](#)
- [Rives 2002] P. Rives et J.R. Azinheira. *Visual auto-landing of an autonomous aircraft*. Rapport technique, INRIA, 2002. [33](#), [66](#), [90](#), [93](#)
- [Rives 2004] P. Rives et JR Azinheira. *Linear structures following by an airship using vanishing point and horizon line in a visual servoing scheme*. In IEEE Int. Conf. on Robotics and Automation, ICRA'04, 2004. [90](#), [103](#)
- [Rosa 2007] P. Rosa, C. Silvestre, D. Cabecinhas et R. Cunha. *Autolanding controller for a fixed wing unmanned air vehicle*. In AIAA Guidance Navigation and Control Conference and Exhibit. Citeseer, 2007. [93](#)
- [Roskam 1998] J. Roskam. *Airplane flight dynamics and automatic flight controls*, volume 2. DARcorporation, 1998. [97](#), [110](#)
- [Roskam 2001] J. Roskam. *Airplane flight dynamics and automatic flight controls*, volume 1. DARcorporation, 2001. [97](#), [110](#)
- [Rudowsky 2002] T. Rudowsky, M. Hynes, M. Luter, R. Niewoehner et P. Senn. *Review of the Carrier Approach Criteria for Carrier-Based Aircraft-Phase I : Final Report*, 2002. [21](#)
- [Ruffier 2004] F. Ruffier et N. Franceschini. *Visually guided micro-aerial vehicle : automatic take off, terrain following, landing and wind reaction*. In IEEE International Conference on Robotics and Automation, ICRA'04, volume 3, pages 2339–2346. IEEE, 2004. [31](#), [33](#), [92](#)
- [Sadjadi 1999] F. Sadjadi, M. Helgeson, M. Radke et G. Stein. *Radar synthetic vision system for adverse weather aircraft landing*. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 1999. [167](#)
- [Sanders 1973] L. Sanders et V. Fritch Jr. *Instrument Landing Systems*. IEEE Transactions on Communications, vol. 21, no. 5, pages 435–454, 1973. [33](#), [93](#)
- [Santhalia 2008] G.K. Santhalia, S. Singh et S.K. Singh. *Safer Navigation of Ships by Image Processing & Neural Network*. In Second Asia International Conference on Modeling & Simulation, AICMS'08, pages 660–665. IEEE, 2008. [50](#)
- [Santhalia 2009] GK Santhalia, N. Sharma, S. Singh, M. Das et J. MulChandani. *A Method to Extract Future Warships in Complex Sea-Sky Background which May Be Virtually Invisible*. Third Asia Int. Conf. on Modelling and Simulation, 2009. [50](#)
- [Sasa 2000] S. Sasa, H. Gomi, T. Ninomiya, T. Inagaki et Y. Hamada. *Position and attitude estimation using image processing of runway*. In AIAA : Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 38th, Reno, NV, 2000. [66](#)
- [Serra 2010] P. Serra, F. Le Bras, T. Hamel, C. Silvestre et R. Cunha. *Nonlinear IBVS controller for the flare maneuver of fixed-wing aircraft using optical flow*. In IEEE Conference on Decision and Control, CDC'10, pages 1656–1661. IEEE, 2010. [92](#)
- [Sevaistre 2009] Bruno Sevaistre. *A l'école des pilotes de chasse de l'Aéronavale*, 2009. Documentaire télévisé FRANCE 4. [36](#)

- [Shaik 2009] J. Shaik et KM Iftekharuddin. *Detection and tracking of targets in infrared images using Bayesian techniques*. Optics & Laser Technology, vol. 41, no. 6, pages 832–842, 2009. [50](#), [51](#)
- [Shakernia 1999a] O. Shakernia, Y. Ma, T.J. Koo, J. Hespanha et S.S. Sastry. *Vision guided landing of an unmanned air vehicle*. In IEEE Conference on Decision and Control, CDC'99, volume 4, pages 4143–4148. IEEE, 1999. [33](#), [65](#)
- [Shakernia 1999b] O. Shakernia, Y. Ma, T.J. Koo et S. Sastry. *Landing an unmanned air vehicle : Vision based motion estimation and nonlinear control*. Asian Journal of Control, vol. 1, no. 3, pages 128–145, 1999. [65](#)
- [Shang 2007] J. Shang et Z. Shi. *Vision-based runway recognition for uav autonomous landing*. International Journal of Computer Science and Network Security, vol. 7, no. 3, pages 112–117, 2007. [66](#)
- [Sharp 2001] C.S. Sharp, O. Shakernia et S.S. Sastry. *A vision system for landing an unmanned aerial vehicle*. IEEE International Conference on Robotics and Automation, ICRA'01, vol. 2, 2001. [33](#), [65](#)
- [Shi 1994] J. Shi et C. Tomasi. *Good features to track*. In IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition, CCVPR'94, page 593–600, 1994. [65](#)
- [Shi 2006] M. Shi, H. Cui et X. Qu. *Modeling landing signal officer for carrier approach*. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, vol. 32, no. 2, pages 135–138, 2006. [24](#)
- [Shipman 2005] J. Shipman, S. Arunajatesan, C. Menchini et N. Sinha. *Ship Airwake Sensitivities To Modeling Parameters*. 2005. [22](#)
- [Sidar 1983] M. Sidar et B. Doolin. *On the feasibility of real-time prediction of aircraft carrier motion at sea*. IEEE Transactions on Automatic Control, vol. 28, no. 3, pages 350–356, 1983. [142](#)
- [Silveira 2001] G.F. Silveira, J.R.H. Carvalho, M.K. Madrid, P. Rives et S.S. Bueno. *A fast vision-based road following strategy applied to the control of aerial robots*. In XIV Brazilian Symposium on Computer Graphics and Image Processing, pages 226–231. IEEE, 2001. [32](#)
- [Silveira 2012] G. Silveira et E. Malis. *Direct Visual Servoing : Vision-Based Estimation and Control Using Only Nonmetric Information*. IEEE Transactions on Robotics, vol. 28, no. 4, pages 974–980, 2012. [88](#), [89](#)
- [Smith 1991] A. J. Smith et E. J. Guiver. *Approach and landing guidance*. AGARD, Aircraft Ship Operations, 1991. [22](#)
- [Soni 1994] T. Soni et B. Sridhar. *Modelling issues in vision based aircraft navigation during landing*. IEEE Workshop Appl. Comput. Vision, 1994. [66](#), [67](#)
- [Sousa 2003] P. Sousa. *Test Results of an F/A-18 Automatic Carrier Landing Using Shipboard Relative Global Positioning System*. Rapport technique, Naval Air Warfare Center Aircraft Division, 2003. [93](#)
- [spe 1997] *Department of Defense Handbook : Flying Qualities of Piloted Vehicles*. Rapport technique, Department of Defense, 1997. [22](#)
- [Sridhar 1996] B. Sridhar, G.B. Chatterji et T. Soni. *Model-based vision for aircraft position determination*. Control Engineering Practice, vol. 4, no. 8, pages 1153–1159, 1996. [65](#)

- [Srinivasan 2000] M.V. Srinivasan, S.W. Zhang, J.S. Chahl, E. Barth et S. Venkatesh. *How honeybees make grazing landings on flat surfaces*. Biological Cybernetics, vol. 83, no. 3, pages 171–183, 2000. [33](#)
- [St. John 1970] O.-B. St. John. *All weather landing*. AGARD, Aircraft Landing Systems, 1970. [93](#)
- [Steuer 2011] G. Steuer. *La DGA prépare le Rafale du Futur*. Air & Cosmos, no. 2269, pages 12–16, 2011. [30](#)
- [Steuer 2012] G. Steuer. *Un Camcopter au tapis*. Air & Cosmos, no. 2313, page 30, 2012. [9](#)
- [Stevens 1992] B.L. Stevens et F.L. Lewis. *Aircraft control and simulation*. Wiley, 1992. [94](#), [96](#), [110](#), [111](#)
- [Studholme 1999] C. Studholme, D.L.G. Hill et D.J. Hawkes. *An overlap invariant entropy measure of 3D medical image alignment*. Pattern recognition, vol. 32, no. 1, pages 71–86, 1999. [56](#)
- [Sull 1995] S. Sull et B. Sridhar. *Model-based obstacle detection from image sequences*. 1995 Int. Conf. on Image Processing (Vol. 2), 1995. [50](#)
- [Sull 1999] S. Sull et B. Sridhar. *Runway obstacle detection by controlled spatiotemporal image flow disparity*. IEEE Transactions on Robotics and Automation, vol. 15, no. 3, pages 537–547, 1999. [49](#), [50](#)
- [Sundareswaran 1999] V. Sundareswaran et R. Behringer. *Visual servoing-based augmented reality*. International Workshop on Augmented reality, IWAR'99, page 193, 1999. [56](#), [70](#), [79](#)
- [Sweger 2003] J.F. Sweger. *Design Specifications Development for Unmanned Aircraft Carrier Landings : A Simulation Approach*. 2003. [26](#)
- [Tai 1998] T.C. Tai. *Simulation and analysis of LHD ship airwake by Navier-Stokes method*. NATO RTO Symposium on Fluid Dynamics Problems of Vehicles Operating near or in the Air-Sea Interface, Amsterdam, The Netherlands, 1998. [22](#)
- [Tamadazte 2009] B. Tamadazte, T. Arnould, S. Dembélé, N. Lefort-Piat et E. Marchand. *Real-time vision-based microassembly of 3D MEMS*. IEEE/ASME Int. Conf. on Advanced Intelligent Mechatronics, AIM 2009, pages 88–93, July 2009. [69](#)
- [Tandra 2008] S. Tandra et Z. Rahman. *Robust Edge-detection algorithm for runway-edge detection*. Old Dominion University, Electrical and Computer Engineering Department Norfolk, Virginia, vol. 23529, 2008. [66](#)
- [Tang 2011] D. Tang, F. Li, N. Shen et S. Guo. *UAV attitude and position estimation for vision-based landing*. In International Conference on Electronic and Mechanical Engineering and Information Technology, EMEIT'11, volume 9, pages 4446–4450. IEEE, 2011. [65](#)
- [Tarleton Jr 2000] N.G. Tarleton Jr, D.R. Wilkens et P.F. Symosek. *Method and apparatus for navigating an aircraft from an image of the runway*, 2000. US Patent 6,157,876. [62](#)
- [Triantafyllou 1983] M. Triantafyllou, M. Bodson et M. Athans. *Real time estimation of ship motions using Kalman filtering techniques*. IEEE Journal of Oceanic Engineering, vol. 8, no. 1, pages 9–20, 1983. [142](#)

- [Tsai 2008] A.C. Tsai, P.W. Gibbens et R. Hugh Stone. *Visual position estimation for automatic landing of a tail-sitter vertical takeoff and landing unmanned air vehicle*. In *Mechatronics and Machine Vision in Practice*, pages 181–191. Springer, 2008. [66](#)
- [Valasek 2005] J. Valasek, K. Gunnam, J. Kimmet, M.D. Tandale, J.L. Junkins et D. Hughes. *Vision-based sensor and navigation system for autonomous air refueling*. *Journal of Guidance Control and Dynamics*, 2005. [32](#)
- [Van Pham 2012] B. Van Pham, S. Lacroix et M. Devy. *Vision-based absolute navigation for descent and landing*. *Journal of Field Robotics*, vol. 29, pages 627–647, 2012. [33](#)
- [Viola 1997] P. Viola et W.M. Wells III. *Alignment by maximization of mutual information*. *International journal of computer vision*, vol. 24, no. 2, pages 137–154, 1997. [78](#)
- [Vladimir 2012] T. Vladimir, D. Jeon, D.H. Kim, C.H. Chang et J. Kim. *Experimental Feasibility Analysis of ROI-Based Hough Transform for Real-Time Line Tracking in Auto-Landing of UAV*. In *IEEE International Symposium on Object/Component/Service-Oriented Real-Time Distributed Computing Workshops, ISORCW'12*, pages 130–135. IEEE, 2012. [66](#)
- [Vu 1991] B. Vu, T. Lemoing et P. Costes. *Integration of flight and carrier landing aid systems for shipboard operations*. *AGARD, Aircraft Ship Operations* 15, 1991. [24](#), [93](#), [136](#), [142](#), [143](#)
- [Wewerinke 1978] PH Wewerinke. *A theoretical and experimental analysis of the outside world perception process*. In *14th Annual Conference on Manual Control*, pages 535–555, 1978. [20](#)
- [Whitacre 2007] W. Whitacre, M. Campbell, M. Wheeler et D. Stevenson. *Flight results from tracking ground targets using seascan uavs with gimbaling cameras*. In *American Control Conference*, 2007. ACC'07, pages 377–383. IEEE, 2007. [33](#)
- [Wilson 1996] W.J. Wilson, CC Williams Hulls et G.S. Bell. *Relative end-effector control using cartesian position based visual servoing*. *IEEE Transactions on Robotics and Automation*, vol. 12, no. 5, pages 684–696, 1996. [88](#)
- [Wood 2009] A. Wood. *Laas and Jpals : new landing systems on the horizon*. *Aviation International News*, vol. 41, no. 12, 2009. [2](#), [26](#)
- [Xiang-Bin 2011] Shi Xiang-Bin, Wang Tian-Guang et Wu Dan. *A Position and Attitude Estimation Method for UAV Autonomous Landing*. In *International Conference on Internet Technology and Applications*, 2011. [66](#)
- [Xu 2004] G.L. Xu, Y.H. Cheng et C. Shen. *Unmanned Air Vehicle's Navigation and Automatic Accurate Landing in All Weather Based on Infrared Laser Scan and Computer Vision*. *Acta Aeronautica Et Astronautica Sinica*, vol. 25, no. 5, pages 499–503, 2004. [24](#)
- [Yakimenko 2002] OA Yakimenko, II Kaminer, WJ Lentz et PA Ghyzel. *Unmanned aircraft navigation for shipboard landing using infrared vision*. *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, vol. 38, no. 4, pages 1181–1200, 2002. [50](#), [64](#), [93](#)
- [Yang 2011a] X. Yang, M. Garratt et H. Pota. *Monotonous trend estimation using recursive Prony Analysis*. In *Australian Control Conference (AUCC)*, 2011, pages 321–326. IEEE, 2011. [142](#)

- [Yang 2011b] X. Yang, L. Mejias et M. Garratt. *Multi-sensor data fusion for UAV navigation during landing operations*. ACRA 2011, 2011. [64](#)
- [Yumori 1981] I. Yumori. *Real time prediction of ship response to ocean waves using time series analysis*. In OCEANS 81, pages 1082–1089. IEEE, 1981. [142](#)
- [Zhang 1999] H. Zhang et J.P. Ostrowski. *Visual servoing with dynamics : Control of an unmanned blimp*. In IEEE International Conference on Robotics and Automation, ICRA'99, volume 1, pages 618–623, 1999. [91](#), [168](#)
- [Zhang 2008] X. Zhang, Y. Shang, Z. Lei et Q. YU. *Landing Position and Attitude Measurement of UAV Using Runway Image*. National University of Defense technology, vol. 30, no. 1, page 19, 2008. [66](#)
- [Zitova 2003] B. Zitova et J. Flusser. *Image registration methods : a survey*. Image and vision computing, vol. 21, no. 11, pages 977–1000, 2003. [78](#)
- [Zufferey 2007] J.C. Zufferey, A. Klapotocz, A. Beyeler, J.D. Nicoud et D. Floreano. *A 10-gram vision-based flying robot*. Advanced Robotics, vol. 21, no. 14, pages 1671–1684, 2007. [33](#)







## Résumé

L'appontage d'avions demeure aujourd'hui un exercice difficile dont la réussite conditionne l'efficacité d'un groupe aéronaval. Dans la marine française, des systèmes d'aide améliorent la perception du pilote durant l'appontage. Il n'existe cependant pas de système automatique qui permettrait l'emploi d'avions sans pilote sur porte-avions. Les travaux réalisés durant cette thèse ont donc pour objet un système d'appontage à l'aide d'un capteur de vision de l'avion.

Utilisant les capteurs de l'aéronef, les différentes fonctions d'un tel système reposent sur la détection du porte-avions dans l'image initiale, son suivi au cours de la séquence et la commande de l'avion et de la tourelle de sa caméra. Cette étude propose des solutions pour ces fonctions en se basant sur les techniques de l'état de l'art. La détection du navire repose sur l'utilisation des capteurs de l'avion et d'une image de référence du porte-avions afin d'initialiser le suivi du porte-avions. Ce dernier est assuré par des algorithmes de suivi 3D basé modèle et de suivi 2D dense qui fournissent les mesures utilisées par la commande. La commande de l'avion par asservissement visuel repose sur des primitives visuelles contenues dans le plan image et dont les valeurs désirées restent constantes pour la trajectoire désirée. Les mouvements du porte-avions sont pris en compte à l'aide de la vision et la commande de la tourelle se base également sur des primitives visuelles. Les méthodes de vision sont validées sur des images réelles et des images provenant d'un simulateur réaliste. La commande est d'abord évaluée sans algorithme de vision afin de la caractériser. Enfin, l'ensemble de la chaîne est ensuite évaluée sur des simulations réalistes et montre son efficacité.

**Mots clés :** Asservissement visuel, commande du vol, appontage, vision par ordinateur

## Abstract

The aircraft landing on carrier remains a very challenging task whose success affects the efficiency of the entire aeronaval group. In the French Navy, aiding systems improve the pilot perception during the approach toward the carrier. However no automatic landing system currently exist. This kind of system will be required for use of UAV. This thesis develops an automatic landing system based on a vision sensor of the aircraft.

Using aircraft sensors, various functions of such a system include the carrier detection in the initial image, its tracking along images and the control of the aircraft and camera orientation. This study presents solutions for each function based on state of the art techniques. Ship detection relies on aircraft sensors and on a reference image to provide tracking initialisation. Carrier tracking is performed using 3D model-based or 2D dense trackers. Aircraft control by visual servoing uses visual features of the image plane to perform the alignment and descent tasks. Desired values of the visual features remain constant along the desired trajectory. Carrier movements are taken into account using vision. Control of camera platform is also based on visual features. First, vision methods are validated both using real and synthetic images from a realistic simulator. The aircraft control is evaluated with simulated visual features in order to characterize it. Finally, the complete system based on vision and visual servoing functions is successfully validated on realistic simulations.

**Key words :** Visual servoing, flight control, carrier landing, computer vision